TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYDAWANY Z POPARCIEM ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

WARSZAWA MARZEC 1938 r. Nr 3

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

PRZEDPŁATA (z przesyłką): w kraju kwartalnie zł 4.50, rocznie zł 18,00. Zagranicą zł 24,00 rocznie. Cena pojedynczego numeru zł 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi wolnymi od opłat pocztowych.

Wydawca: INŻ. STANISŁAW PĘDZICH.
Redaktor odp.: ERAZM WIŚNIEWSKI.

REDAKCJA i ADMINISTRACJA: Czerwonego Krzyża 21/23 m. 35 tel. 2.08.52, godziny przyjęć: administracja — codziennie w godz. 18—20; redaktor — wtorki, czwartki i soboty 18—19.

Pompy próżniowe, ich zastosowanie i konstrukcja*)

Inż. Józef Rzeczycki

Wstęp

Wyczerpanie w 100% powierzonego mi do opracowania tematu przekracza moje możliwości zarówno ze względu na to, że dane posiadane przeze mnie napewno nie obejmują wszystkich wyrabianych na świecie pomp, jak też i z tego względu, że dla wydania sądu o wartości poszczególnych typów pomp i skonstrolowania danych katalogowych konieczne jest przeprowadzenie własnych badań, które w danym wypadku dały się przeprowadzić tylko dla niektórych typów (Romec, Avia oraz częściowo Pesco i Eclipse).

Tym niemniej postaram się w dzisiejszym odczycie oświetlić nieco tę dziedzinę akcesoriów, przeprowadzić porównanie charakterystycznych cech konstrukcyjnych i właściwości znanych mi typów oraz wyciągnąć pewne wnioski, dotyczące zagadnień jakie należy rozpatrywać przy konstrukcji pomp próżniowych.

Na wstępie chcę wyjaśnić, do jakiej grupy akcesoriów należy zaliczać pompy próżniowe, czyli t. zw. „vacuum pump", „pompe à vide" lub „Sogpumpe" (czasami używany jest termin „dekompresor").

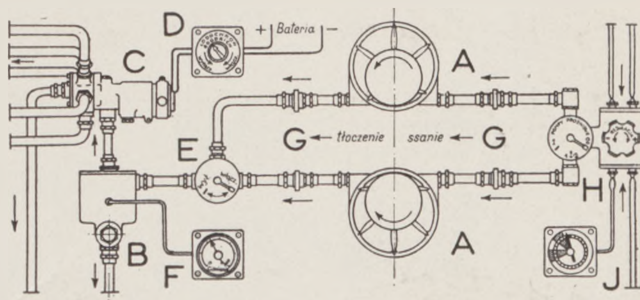
Otóż pompa próżniowa jest jednym z zespołów wchodzących w skład t. zw. wyposażenia silnika, to znaczy mechanizmów napędzanych przez silnik lotniczy (bądź bezpośrednio, bądź też za pośrednictwem innych elementów), lecz przeznacznych nie do obsługi silnika, a do szeregu innych celów w nowoczesnych samolotach.

Przeznaczenie i zastosowanie pomp próżniowych

W ślad za powstawaniem coraz to innych rodzajów przyrządów pokładowych, żyroskopowych, których napęd oparty jest na wytwarzaniu podciśnienia w komorze mieszczącej wirnik żyroskopu i wykorzystaniu strumienia przepływającego (na skutek różnicy ciśnień) powietrza do obracania tego wirnika z dużą szybkością, stało się konieczne posiadanie na samolocie specjalnej instalacji podciśnieniowej, dającej dostatecznie duży przepływ powietrza w jednostce czasu przy dostatecznie dużym podciśnieniu, wystarczający do jednoczesnej obsługi wszystkich tych przyrządów pokładowych, jak: sztuczny horyzont, żyroskopowy wskaźnik kursu, skrętomierz, pilot automatyczny i t. d.

Poza zaletą posiadania centralnego organu, mogącego napędzać jednocześnie wszystkie te przyrządy, pompy próżniowe eliminują wady rurek Venturi, stosowanych dawniej do wytwarzania potrzebnych podciśnień, a mianowicie:

1. Wahania podciśnienia, spowodowane zmiennością szybkości przepływu powietrza przez rurkę Venturi, uzależnioną od zmian szybkości samolotu wobec umieszczenia jej na zewnątrz kadłuba (start, ewolucje).



Rys. 1. Elementy instalacji Air-Equipement.

1) na stronie tłoczącej.
A—pompy próżniowe.
B—odoliwiacz.
C—rozdzielacz elektryczny sprężonego powietrza.
D—opornik regulacyjny do rozdzielacza elektrycznego.
E—kurek.
F—manometr ciśnienia powietrza.
G—zawory zwrotne (bezpieczeństwa).
2) na stronie ssącej.
A—pompy próżniowe.
G—zawory zwrotne (bezpieczeństwa).
H—zawór regulacyjny podciśnienia oraz kurek przełączający.
J—manometr podciśnienia powietrza.

2. Możliwość oblodzenia rurki i zmniejszenia lub całkowitego zatkania jej otworu.

3. Dodatkowe opory szkodliwe.

Kwestie wpływu wysokości lotu na zapotrzebowanie ilości powietrza do prawidłowego działania przyrządów oraz wpływu temperatury na ilość obrotów wirnika żyroskopu były przedmiotem badań amerykańskiego Bureau of Standards, które stwierdziło[1]), że:

1. Mniemanie, jakoby do napędu przyrządów żyroskopowych na wysokości ok. 7600 m potrzebna była objętość powietrza dwukrotnie większa, niż na poziomie morza, jest niesłuszne.

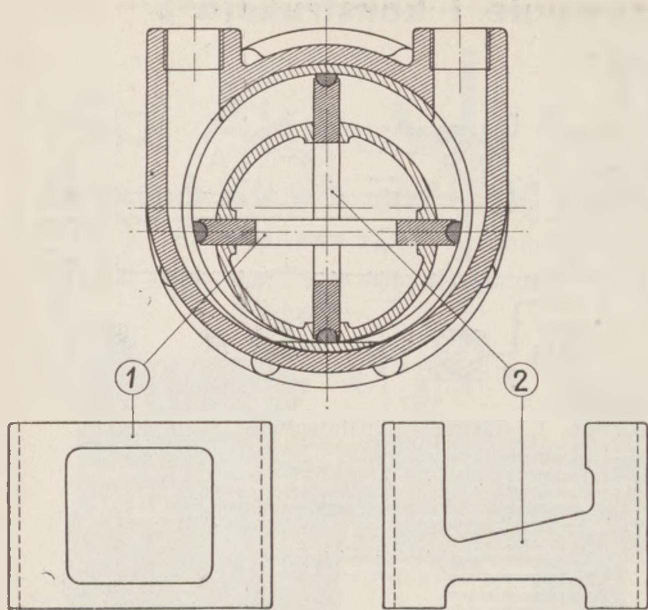
2. Do utrzymania dokładnie stałej ilości obrotów wirnika żyroskopu niezbędne jest doprowadzenie do przyrządu stałego strumienia powietrza, co może być spełnione jedynie przez redukowanie podciśnienia (vacuum) w przyrządzie ze wzrostem wysokości, oraz, że

3. Temperatura powietrza wpływa w bardzo nieznacznym stopniu na ilość obrotów wirnika żyroskopu w nowszych rozwiązaniach przyrządów żyroskopowych. (W starszych konstrukcjach wpływ ten był znacznie większy na skutek gorszego ułożyskowania przyrządów, np. stosowania łożysk kulkowych zamiast jak obecnie łożysk „powietrznych").

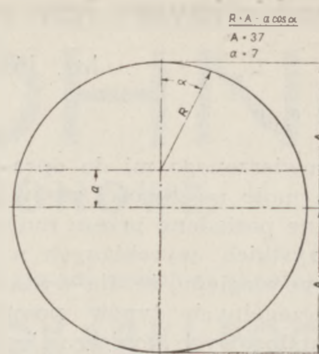
Ustalone zostało również, że przy pompie utrzymującej stałe podciśnienie ilość obrotów wirnika żyroskopu wzrasta ze wzrostem wysokości, a to ze względu na wzrost przepływu powietrza na wysokości przy utrzymanym tym samym co na poziomie morza podciśnieniu. Jednakże wzrost ten lub spadek ilości obrotów (oczywiście w pewnych granicach) nie ma poważniejszego wpływu na dokładność wskazań przyrządu. To też obecnie pompy próżniowe wraz z zaworami redukcyjnymi zapewniają na ogół stałe podciśnienie (w bardzo wąskich granicach) w całym zakresie obrotów pompy.

*) Wygłoszone na zebraniu odczytowym Z. P. I. L. dn. 21 stycznia 1938 r.

[1]) Według danych f-my Romec.



Rys. 2. Pompa próżniowa Romec.



Rys. 3. Krzywa Pascala.

Na wylocie powietrza z pompy uzyskiwane jest pewne nadciśnienie, które również bywa wykorzystywane, np do urządzeń pneumatycznych, mających na celu t. zw. „odlodzanie" (degivrage) krawędzi natarcia skrzydeł i stateczników samolotu, oraz do uruchomiania klap skrzydłowych i t. zw. krokodyli, bądź też do napędu niektórych elementów pilota automatycznego (np. Askania-Kurssteuerung).

Jako przykład kompletnej instalacji próżniowej podam schemat takiej instalacji dla samolotu dwusilnikowego, zawierającej dwie pompy próżniowe, trzy przyrządy żyroskopowe i urządzenie do odlodzania systemu Goodrich.

Rys historyczny

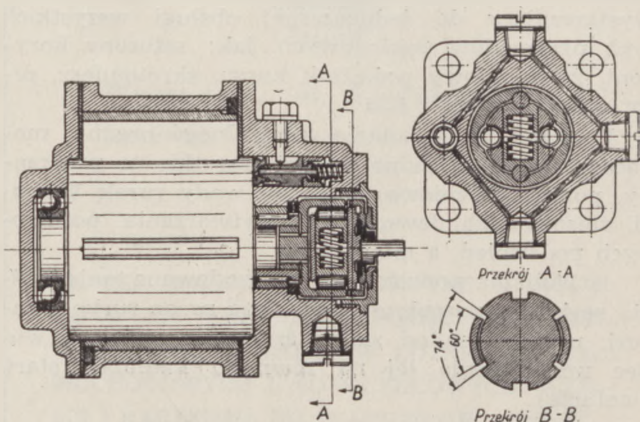
Według posiadanych przeze mnie danych, pierwsze próby konstrukcji pomp próżniowych zostały przeprowadzone w Stanach Zjednoczonych w roku 1931 przez wytwórnię „Romec Pump Co.", która posiadała już duże doświadczenie, zdobyte przy produkcji pomp paliwowych o tej samej zasadzie działania. Po przeprowadzeniu szeregu wyczerpujących badań przy współudziale Bureau of Standards, Government Air Service, linii lotniczych i wytwórni przyrządów pokładowych, seryjnie wykonywane pompy ukazały się na początku 1934 roku w zastosowaniu do silników Pratt & Whitney i Wright. Nieco później (koniec 1934 r.) ukazały się pompy drugiej wytwórni amerykańskiej „Pesco" (Pump Engineering Service Corporation) oraz prawie równocześnie trzeciej „Eclipse Aviation Corp.". Obecnie robi też pompy próżniowe wytwórnia „A. C." afiliowana do koncernu „General Motors Corp.", jednak żadnych danych o tych pompach nie posiadam.

Na terenie europejskim pompy próżniowe są produkowane przez szereg firm, z których niektóre mają licencje firm amerykańskich. Tak więc licencję „Eclipse" posiada we Francji firma „Air Equipement", a w Czechosłowacji f. „Autotechnia", w Anglii licencję „Romec" ma firma „Turner's Motor Manufacturing Co. Ltd.". Własnej konstrukcji pompy są produkowane w Niemczech przez f. „Askania" i f. „Knorr-Bremse", we Francji przez firmę „Bronzavia", w Czechosłowacji przez f. „Walter" oraz w Anglii przez f. „The Keelavite Co.". Poza tym wyrabia pompy próżniowe we Francji f. „Saintin" (Etablissements D. F. Constructeurs), jednak danych o tych pompach nie posiadam. W Polsce produkcję pomp próżniowych rozpoczęła f. Avia, wzorując się na pompach Romec.

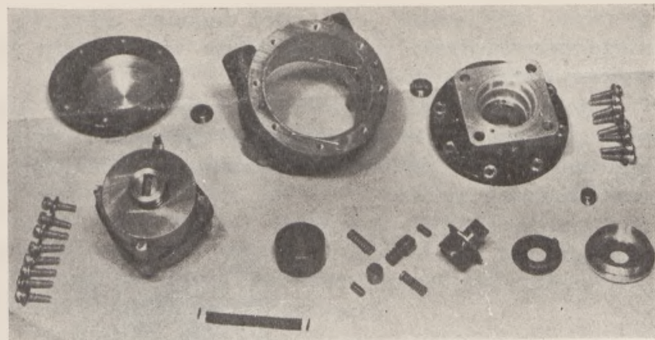
Zasada konstrukcji, wspólna we wszystkich prawie typach pomp, jest następująca: są to pompy rotacyjne, objętościowe o mimośrodowo względem korpusu umieszczonym wirniku, z wysuwanymi z niego promieniowo pod wpływem siły odśrodkowej łopatkami (rotary vane displacement type, Drehkolbenpumpe). Jedynie pompy Waltera odbiegają od tej zasady, gdyż są to pompy trybowe (para kół zębatych), oraz pompy Keelavite o całkiem innej zasadzie.

Pompy Romec

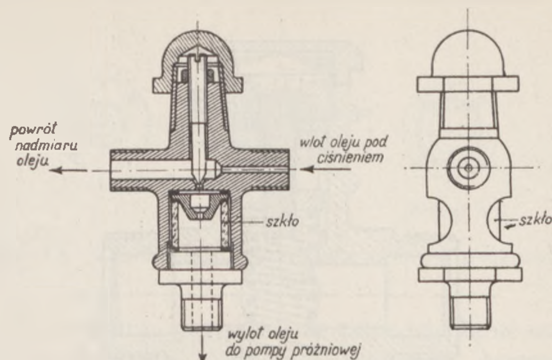
Zasadniczą cechą, odróżniającą pompy Romec (rys. 2) od innych konstrukcji, jest to, że łopatki w ilości dwóch, przenikające się nawzajem, posiadają stałą długość i pracują obu końcami w tulei, która w przekroju ma kształt krzywej Pascala (liść Pascala, rys 3). Przy odpowiednio dobranym kształcie tej krzywej, zapewniony jest stały styk (liniowy) łopatek z powierzchnią wewnętrzną tulei. Dzięki specjalnemu ukształtowaniu obu łopatek, umożliwione jest łatwe zakładanie łopatek do bębna



Rys. 4. Przekrój pompy próżniowej Romec ze sprzęgłem elastycznym.



Rys. 5. Zmodyfikowana pompa próżniowa Romec B-2A mod. J-43, rozebrana.



Rys. 6. Regulator Romec, dozujący ilość oleju.

wirnika i wzajemna ich współpraca, dająca efekt pracy czterech łopatek. Krawędzie zewnętrzne łopatek posiadają rowki cylindryczne, w których ślizgają się kamienie, mające możność nastawiania się zależnie od położenia względem tulei.

Firma Romec produkuje 7 znanych mi modeli pomp próżniowych, różniących się wymiarami, wielkością wydatków i ciśnień, oraz szczegółami konstrukcji. Najbardziej znany w Polsce jest typ B-2A, mod. J. 43.

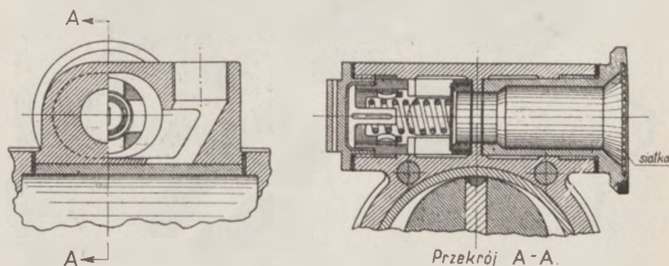
Korpusy pomp składają się z trzech części, wykonywanych z odlewów aluminiowych lub elektronowych.

Tuleje robocze, jak już zaznaczyłem wyżej, nie są cylindryczne, lecz o przekroju krzywej Pascala, przy czym wykonywane są z żeliwa.

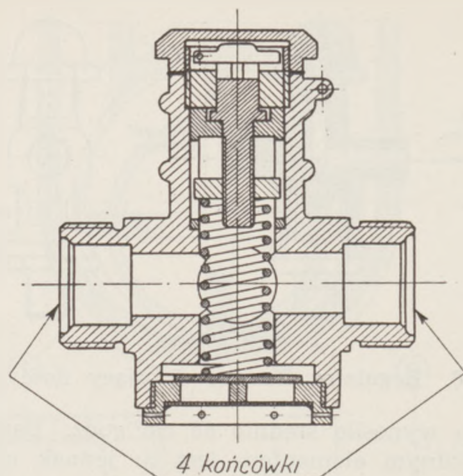
Wirniki, o dwóch czopach, osadzonych w łożyskach kulkowych lub igłowych, są wykonywane również z żeliwa. Bębny wirników posiadają wycięcia na łopatki. Najstarsze pompy posiadały bęben pełny, podczas gdy w ostatnich grubość ścianki wynosi już zaledwie kilka milimetrów.

Napęd pomp. Pompy są przystosowane do montowania bezpośrednio na silniku, przy czym końcówki, zależnie od modelu pompy, posiadają różny kształt. Są więc końcówki płaskie (najczęściej stosowane), sześciokątne, sześcioklinowe lub czteroklinowe. Sama końcówka, za wyjątkiem mod. J. 33 (sześciokątna), nie stanowi całości z czopem wirnika, lecz jest połączona z nim przeważnie za pośrednictwem sprzęgła elastycznego (rys. 4) specjalnej konstrukcji. Jedynie w starszym modelu J. 28 jest ona złączona z wirnikiem za pomocą przegubu kardanowego.

Smarowanie. Zapewnienie dobrego smarowania wszystkich części trących się pompy, a w szczególności tulei i łopatek, oraz równoczesne niedopuszczenie do nadmiernego zużycia oleju i wyrzucania go wraz z powietrzem wytłaczanym, jest kwestią niezmiernie ważną. W pompach Romec smarowanie odbywa się olejem, doprowadzanym z silnika pod normalnym ciśnieniem, wytwarzanym przez pompę olejową silnika. W starszych modelach olej był tłoczony do obu łożysk kulkowych, skąd dostawał się do tulei. W nowszych modelach przewidziane jest specjalne urządzenie, do którego olej może być doprowadzany przewodem zewnętrznym lub też przez otworki w kołnierzu do mocowania na silniku. Urządzenie to, widoczne na rys. 4, daje dobre wyniki, gdyż podczas pracy w ciągu 1100 godz w ITL zużycie oleju wynosiło średnio 65 cm³ godz. Bardzo odpowiedzialnym elementem jest tu jednak uszczelka gumowa, od której dobroci i odporności na temperaturę panującą w pompie (dopuszczalny przyrost temp. do ok. 100° C) zależy ilość wyrzucanego oleju. Próby z krajową uszczelką z tiocolu wykazały, że po ogólnym czasie pracy rzędu 60 godz., przy ciągłej pracy w ciągu 20 godz. i postojach 4-ro godzinnych, na początku nowego okresu pracy, zużycie wzrasta wielokrotnie (7—8—12 razy), po czym stopniowo opada, zbliżając się do wartości normalnych. Tłumaczy się to tym, że po przepracowaniu pewnej ilości godzin, guma starzeje się i po ostygnięciu pompy, powierzchnia zewnętrzna uszczelki, pierwotnie cylindryczna, staje się baryłkowatą na wolnym końcu. Po ponownym rozgrzaniu się pompy (½ do 1½ godz.) szczelność znowu się polepsza, lecz czas potrzebny na dojście do początkowej szczelności staje się coraz dłuższy, i wreszcie (po ok. 20 godz.) normalne zużycie oleju jest już nieosiągalne. Że prawdopodobnie i w Ameryce rozwiązanie to nasunęło pewne trudności, można wnosić z tego, że w ostatnio badanych pompach typu B-2A mod. J.-43, zmodyfikowanych, urządzenie to zostało wyrzucone i zastąpione znacznie prostszym rozwiązaniem (rys. 5), nie zawierającym wcale elementu gumowego. Olej pod ciśnieniem doprowadzony jest do komory sprzęgła (b. dobrze w tym wypadku smarowanego), skąd jednym z dwóch małych otworków w bocznej powierzchni obsady sprzęgła dostaje się na dotartą powierzchnię pierścieniową, ślizgającą się po pierścieniu brązowym, osadzonym w pokrywie korpusu. Olej, wydostający się z otworka na tej pierścieniowej powierzchni obsady natrafia podczas obrotu pompy na jedno z dwóch wgłębień na powierzchni brązowego pierścienia, które są ze sobą połączone po drugiej stronie pierścienia, i wypełnia oba te wgłębienia. Podczas dalszego obrotu, otworek w obsadzie trafia na drugie wgłębienie pierścienia, pod-



Rys. 7. Zawór redukcyjny pompy próżniowej Romec (wbudowany).



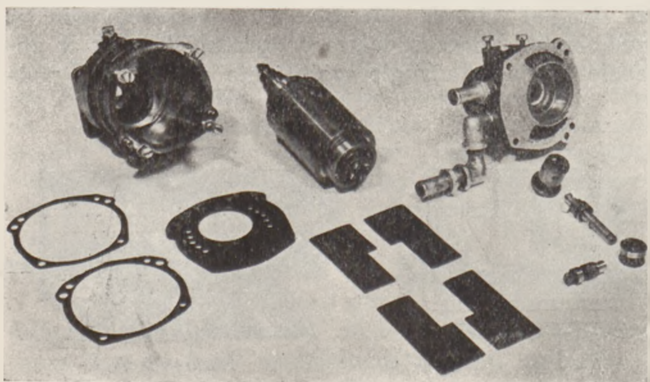
Rys. 8. Zawór redukcyjny pompy próżniowej Romec (oddzielny).

czas gdy pierwsze schodzi się z większym otworkiem na powierzchni pierścieniowej obsady, który jest połączony wewnętrznym kanałem z otworkiem na powierzchni czołowej końcówki obsady. W takiej chwili, bardzo krótkiej, olej, będący pod ciśnieniem w komorze sprzęgła znajduje drogę otwartą do przepływu i jest wstrzyknięty do środka wirnika przez otworki w wycięciu na końcówkę obsady. Zużycie oleju przy tym urządzeniu wyniosło ok. 55 cm³/godz.

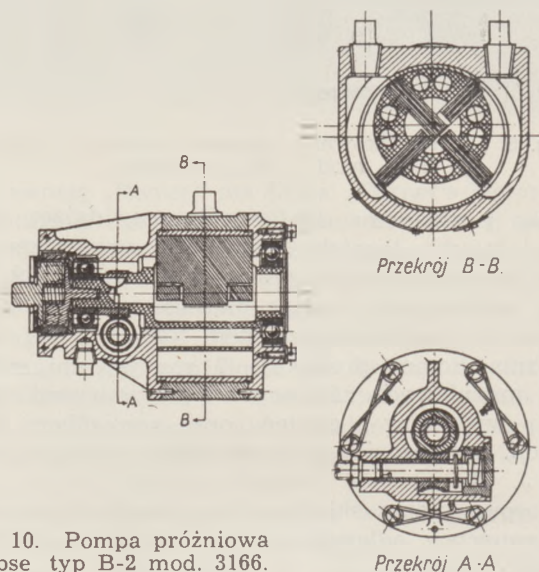
Do pomp starszych modeli, nie posiadających żadnego z takich urządzeń, mogą być stosowane oddzielne regulatorki (rys. 6), dozujące ilość oleju. Konstrukcja pokazana jest przewidziana do zamontowania na pompie przy końcówce wlotowej (ssącej) i dzięki dużej różnicy średnic otworu wlotowego i wylotowego dla nadmiaru oleju (powrót do karteru) daje silne zredukowanie ciśnienia i pozwala na dość duże otwarcie zaworka iglicowego, co utrudnia zatkanie prowadzącego do pompy kanału nawet przez drobne zanieczyszczenia oleju, idącego z silnika. Szkiełko, osadzone w korpusie regulatorka, umożliwia obserwację i regulację ilości oleju, która może być doprowadzona do ok. 15 kropli/min.

Regulacja podciśnienia odbywa się za pomocą zaworów redukcyjnych, bądź wbudowanych w specjalnym nadlewie na korpusie pompy (rys. 7), bądź też oddzielnych zaworów, umieszczanych na przewodzie ssącym (rys. 8). Ze względu na możliwość zastosowania pomp jako prawo- lub lewobieżnych, pierwsze rozwiązanie jest mniej dogodne, gdyż wymaga przestawienia zaworów, które w tym celu są wykonywane jako odwracalne.

Odoliwianie powietrza wylotowego odbywa się przy pomocy tzw. odoliwiacza (oil separator), działającego na zasadzie zmiany kierunku strumienia powietrza.



Rys. 9. Pompa próżniowa Eclipse typ AP-8, rozebrana.



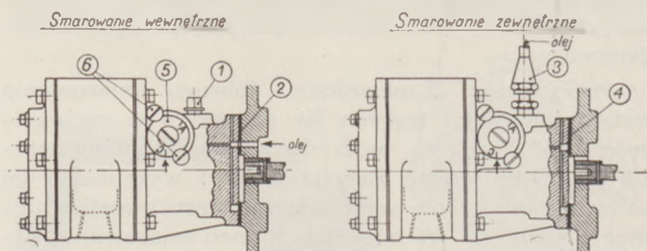
Rys. 10. Pompa próżniowa Eclipse typ B-2 mod. 3166.

Pompy Eclipse

Są to również pompy objętościowe, rotacyjne, lecz tuleja robocza jest tu cylindryczna, a łopatki dzielone. Wytwórnia produkuje szereg modeli, opartych na tej samej zasadzie, a różniących się w szczegółach konstrukcji. Dla przykładu omówię tu dwa modele: typ AP-8, mod. 2932-DIA oraz typ B-2, mod. 3166.

Typ AP-8 (rys. 9).

Korpus. W tym rozwiązaniu zasadnicza część korpusu, odlana z żeliwa, stanowi jednocześnie tuleję roboczą i obejmuje elementy napędu oraz jedno łożysko kulkowe. Z drugiej strony tuleja jest zamknięta denkiem stalowym z szeregiem otworków, dla wlotu i wylotu powietrza, i tylną częścią korpusu, odlaną ze stopu lekkiego, zawierającą urządzenie



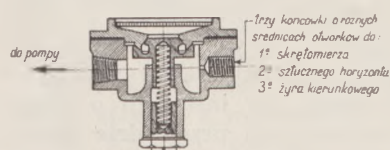
Rys. 11. Urządzenie, przystosowujące smarowanie pompy próżniowej Eclipse do zmiany kierunku obrotu.

1—korek zamykający otwór dopływu oleju.
2—uszczelka pomiędzy kołnierzem pompy i silnika z otworem dla bezpośredniego przepływu oleju.
3—końcówka zewnętrznego przewodu olejowego.
4—uszczelka jak (3) lecz bez otworu dla przepływu oleju.
5—element regulacyjny smarowania przy zmianie kierunku obrotu pompy: ze strzałką wybitą na korpusie powinna zgadzać się kreską z literą „C“ — dla kierunku wskazówki zegara, a z kreską „A“ — dla kierunku przeciwnego. Kierunek obrotów: patrząc od strony pokrywy pompy po stronie przeciwnej do końcówki napędowej.
6—śrubki ustalające położenie elementu (5).

do smarowania, drugie łożysko kulkowe oraz wlot i wylot powietrza. Zewnętrzna powierzchnia korpusu posiada dwa niskie żebra chłodzące.

Wirnik i łopatki. Bęben wirnika, wykonany z pełnego pręta stalowego, jest bardzo ciężki, gdyż wywiercone są w nim jedynie 4 otwory pomiędzy rozcięciami na łopatki. Łopatki są bardzo cienkie, wykonane z blachy stalowej i oczywiście, nie posiadają żadnych kamieni. Wszystkie łopatki mają identyczny kształt, widoczny na fotografii.

Napęd w tym typie posiada jedynie przegubowe połączenie końcówki i nie przedstawia nic ciekawego. Uszczelnienie końcówki przeciw wyciekaniu oleju, co jest bardzo ważne wobec wymaganego montowania pompy w położeniu pionowym, składa się z wkładki filcowej, zaciśniętej pomiędzy dwoma pierścieniami stalowymi. Zmiana kierunku obrotu pompy wymaga przeregulowania urządzenia do smarowania.



Rys. 12. Zawór redukcyjny czterodrogowy pompy próżniowej Eclipse.

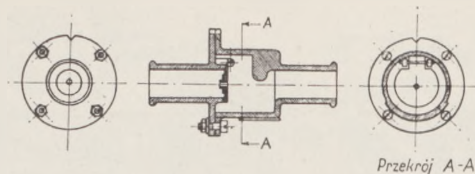
Typ B-2 (Navy type) (rys. 10)

Korpus jest tu odlany ze stopu lekkiego i posiada wstawioną tuleję roboczą. Dwie pokrywy, również odlane, mieszczą oba łożyska kulkowe oraz urządzenie do smarowania i sprzęgło z końcówką napędową.

Wirnik i łopatki. Wirnik jest drążony (z ośmioma wierconymi otworami), znacznie lżejszy, niż w typie AP-8, a łopatki, dość grube pełne, są wykonane z tzw. „composition", czyli masy plastycznej organicznej, w rodzaju bakielitu.

Napęd jest przenoszony przez sprzęgło, złożone z dwóch części, zakończonych końcówkami płaskimi. Pomiędzy obie te części wstawione są, jako element sprężysty, wałeczki z tegoż materiału, co łopatki, w liczbie 6-ciu. Obie części sprzęgła rozpiera w kierunku osiowym sprężyna spiralna.

Smarowanie. W obu omawianych typach pomp, smarowanie odbywa się za pomocą pompki dozującej, której zasada działania jest następująca: od ślimaka, naciętego lub osadzonego na jednym z końców wirnika, otrzymuje za pośrednictwem ślimacznicy wolny ruch obrotowy (przekładnia 1 : 40) tłoczek starannie dotarty do swojej tulejki. Dzięki wykonaniu na trzonie tłoczka krzywki, ślizgającej się po nieruchomym kamieniu, zapewniony jest jednoczesny ruch postępowy tłoczka (skok ok. 1 mm.). Obrót



Rys. 13. Zawór bezpieczeństwa pompy próżniowej Eclipse.

tłoczka powoduje przysłanianie lub odsłanianie otworków dla dopływu i odpływu oleju do przestrzeni dawkowej, a ruch postępowy wytwarza zasysanie i wytłaczanie porcji oleju do wnętrza pompy próżniowej. Ilość wytłaczanego oleju wynosząca normalnie 50—75 cm^3 godz, może być regulowana za pomocą śrubki, stanowiącej denko, zamykające przestrzeń dawkową. Przy zmianie kierunku obrotów pompy należy obrócić o określony kąt krzywkę, zmieniając kolejność odsłanianych lub przysłanianych otworków dla przepływu oleju (rys. 11).

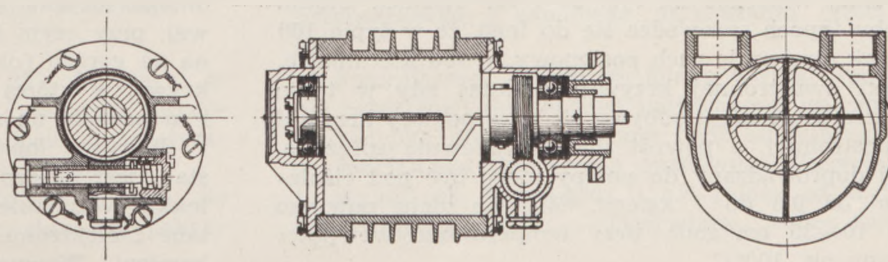
W innych typach pomp Eclipse stosowane jest smarowanie przez dławienie oleju w specjalnej końcówce, umieszczanej pomiędzy pompą a przewodem, doprowadzającym olej i posiadającej kalibrowany otwór, regulujący ilość oleju, dopływającego do tej końcówki pod ciśnieniem z silnika. Przy ciśnieniu np. 5,25 kg/cm^2 i temperaturze 15,5—32° C, ilość ta powinna wynosić 6—12 kropli min.

Elementy regulacyjne. Do samoczynnego utrzymywania żądanego podciśnienia na ssaniu służy sprężynowy zawór redukcyjny czterodrogowy, którego konstrukcja i działanie są widoczne z rys. 12. Dzięki podwójnej przylgni, zmniejszona jest możliwość zacinania się zaworu i wyrabiania się przylgni. Zawór bezpieczeństwa (rys. 13) jest polecany do stosowania wtedy, gdy istnieje możliwość powrotnego ciśnienia w przewodzie ssącym, jak np. w wypadku wyprowadzenia przewodu wylotowego do rury wydechowej silnika. W razie unieruchomienia wirnika pompy z jakiegokolwiek powodu, ciśnienie gazów wydechowych mogło by spowodować uszkodzenie przyrządu żyroskopowego.

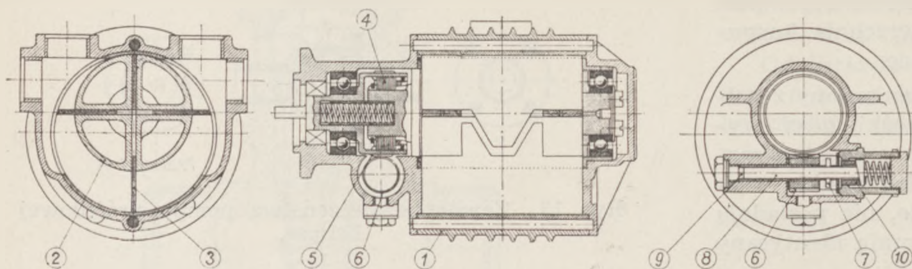
Pompy Air-Equipement

Aczkolwiek wykonywane z licencji f. Eclipse, pompy produkowane przez wytwórnię Air Equipement różnią się nieco od omówionych wyżej typów. Pompy Air-Equipement są produkowane w dwóch zasadniczych typach 106 i 116, z których każdy posiada kilka odmian, zależnie od rodzaju napędu (typ 106 — 3 odmiany, typ 116 — 4 odmiany).

Korpus. W typie 106 (rys. 14) korpus składa się z trzech części, przy czym środkowa, wykonana z że-



Rys. 14. Pompa próżniowa Air-Equipement typ 106.



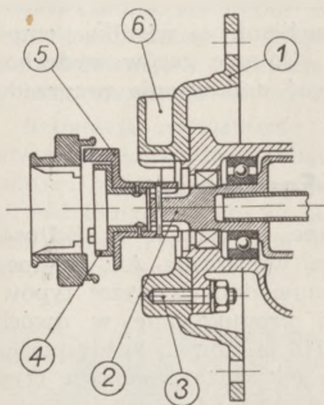
Rys. 15. Pompa próżniowa Air-Equipement typ 116.

1—korpus pompy.
2—bęben wirnika.
3—łopatki.
4—sprzęgło tarczowe.
5—ślimak napędu pompki dozującej olej.
6—ślimacznica obracająca tłoczek (8).
7—zabierak przekazujący ruch ze ślimacznicy na tłcczek.
8—tłoczek o ruchu obrotowo-postępowym
9—komora w której odbvwa się zasysanie i wytłaczanie oleju.
10—krzywka, której obrót powoduje regulację smarowania.

liwa, stanowi jednocześnie tuleję roboczą i posiada dość wysokie żeberka. Z pozostałych części, jedna służy do umieszczenia kocówki napędowej, łożyska kulkowego i urządzenia do smarowania, a druga, jako pokrywa, zawierająca drugie łożysko kulkowe. W typie 116 (rys. 15) wszystkie części korpusu, również trójdzielnego, są odlane ze stopu lekkiego, a tuleja robocza jest wtłoczona do korpusu.

Wirnik i łopatki. Bębny wirników są wykonane z odlewu i posiadają w przekroju kształt krzyża, co daje znaczną oszczędność na ciężarze. Łopatki są, jak w pompach Eclipse, cienkie z blachy stalowej, lecz każda z nich posiada inny kształt, widoczny z rys. 14 i 15.

Napęd. Jedną z cech, odróżniających oba typy omawianych pomp jest również to, że typ 116 posiada sprzęgło tarczowe, ograniczające wielkość przenoszonego przez pompę momentu, którego nie ma w typie 106. Poza tym ciekawa jest konstrukcja napędu, dostosowanego do łączenia (w obu typach) z kołnierzem, przeznaczonym do montowania rozrusznika mechanicznego typu Gnôme-Rhône (rys. 16), oraz napędu odległościowego za pomocą zabieraka sześciopalczastego (rys. 17), przy czym pompa jest wtedy montowana na łożu silnikowym (dla silników rzędowych).



Rys. 16. Napęd pompy próżniowej Air-Equipement.

1—kołnierz pośredni do zamocowania pompy na kołnierzu do rozrusznika bezwładnościowego.
2—końcówka napędowa pompy (sześcioklin).
3—cztery kołki śrubowe mocujące kołnierz pośredni z kołnierzem pompy.
4—tuleja centrująca zabierak (5).
5—zabierak trójpalczasty dostosowany do łączenia z końcówką kłową rozrusznika.
6—chwytak oleju rozbryzgiwanego w karterze silnika, skąd pod własnym ciężarem olej dopływa do pompki dozującej olej.

Smarowanie. Oba typy posiadają analogiczne, jak w opisanych pompach Eclipse urządzenie do smarowania, widoczne na rys. 14 i 15. Różnica istotna w obu typach sprowadza się do tego, że w typie 106 tłoczek otrzymuje ruch postępowy w obu kierunkach, dzięki dwustronnej krzywce, podczas gdy w typie 116 zasysanie oleju odbywa się przy pomocy krzywki jednostronnej, a powrót tłoczka zapewnia sprężyna. Olej doprowadzany do pompy może być pod ciśnieniem od 0,3 do 7 kg/cm². Zużycie oleju powinno być 10—35 cm³/godz. przy temperaturze wewnątrz pompy ok. 100° C.

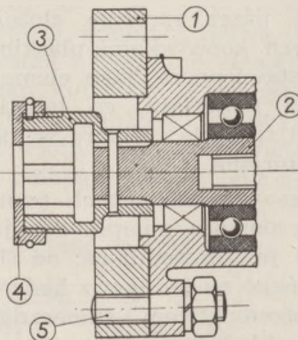
Elementy regulacyjne. Zawór regulacyjny podciśnienia (rys. 8) jest tu wykonany łącznie z kurkiem dwudrogowym, przewidzianym do obsługi instalacji o dwóch pompach. Zawór ten jest sprężynowy o przylgni stożkowej i z płytkami-diafragmami, umieszczonymi w końcówkach do łączenia z poszczególnymi przyrządami, które zapewniają dopuszczenie do przyrządów właściwego podciśnienia. Regulację ogólnego podciśnienia można przeprowadzać w locie, zmieniając nacisk sprężyny. Zawór odcinający jest przeznaczony do samoczynnego odseparowania uszkodzonej pompy od czynnej (w instalacji o dwóch pompach) i jest umieszczany na przewodzie ssącym przy każdej pompie (rys. 19).

Odoliwiacze mają w wykonaniu f. Air-Equipement nieco inny wygląd, lecz zasada pozostaje ta sama, co w odoliwiaczach Romec.

Pompy Pesco

Konstrukcja pomp Pesco, produkowanych w 3-u modelach, jest bodaj najbardziej udana i prosta. Jako przykład konstrukcji, podam pompę typu B-1A, mod. 202, używaną przez PLL „Lot" (rys. 20).

Korpus składa się z dwóch części, odlanych ze stopu lekkiego: jedna z nich, posiadająca kołnierz do

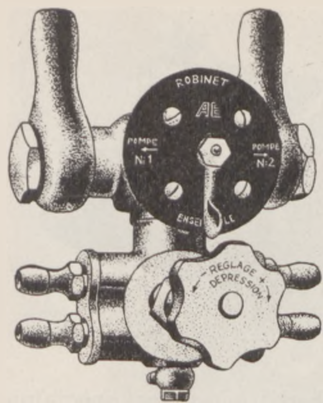


Rys. 17. Napęd odległościowy pompy próżniowej Air-Equipement.

1—kołnierz pośredni do zamocowania pompy na łożu silnikowym.
2—końcówka napędowa pompy (sześcioklin).
3—końcówka specjalna do osadzenia na sześcioklinie końcówki pompy 1 z sześcioma żłobkami do złączenia z zabierakiem.
4—nakrętka mocująca zabierak w końcówce specjalnej.
5—kołki śrubowe mocujące kołnierz pośredni z kołnierzem pompy.
6—nakrętka mocująca zabierak (7) na wałku napędowym pośrednim (kardanowym), łączącym pompę z silnikiem.
7—zabierak sześciopalczasty samonastawny w pewnych granicach. Smarowanie pod ciśnieniem przez końcówkę osadzoną na kołnierzu pośrednim i przewód zewnętrzny.

zamontowania, służy jako osłona dla wirnika, przedniego łożyska kulkowego oraz końcówki napędowej, przy czym tuleja robocza jest do niej wtłoczona na gorąco (ok. 120° C). Część druga stanowi pokrywę, w której mieści się tylne łożysko kulkowe i urządzenie do smarowania.

Wirnik i łopatki. Bęben wirnika, wykonany ze stali, jest bardzo ażurowy i wobec tego stosunkowo lekki. Wszystkie cztery łopatki są jednakowe, odlane z elektronu o przekroju dwuskrzynkowym, bez kamieni. Wewnątrz wirnika jest umieszczona luźno



Rys. 18. Nastawialny zawór regulacji podciśnienia pompy próżniowej Air-Equipement.

rurka stalowa, która służy jako oparcie dla łopatek w stanie spoczynku.

Napęd. Końcówki napędowe mogą być czterech rodzajów: płaskie, sześciokątne, z sześcioklinem oraz dodatkowym kołnierzem jak do napędu prądnicy i wreszcie z szesnastoma żłobkami, jak do napędu synchronizatora. Przy ostatnich 2-ch końcówkach pompy są nieco dłuższe. Elastyczność napędu jest uzyskana przez połączenie właściwej końcówki z czopem wirnika za pomocą paczki blaszek sprężystych (rys. 21). Końcówka płaska posiada obustronne półokrągłe podcięcia, które stanowią element bezpiecznikowy, gdyż w razie np. zatarcia pompy końcówka w tym miejscu się złamie.

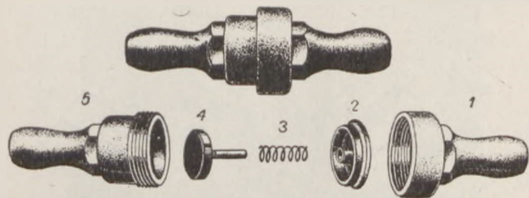
Smarowanie jest tu rozwiązane w niezmiernie prosty sposób, a mianowicie: kołek stalowy średnicy ok. 9,5 mm, osadzony w pokrywie pompy na stałe, wchodzi z pewnym odpowiednio dobranym luzem (ok. 0,04 mm) w tulejkę brązową umocowaną w czopie wirnika. Dopływ oleju odbywa się przez pokrywę do wnętrza kołka, skąd przeciskany jest przez otworek wywiercony prostopadle do osi na powierzchni cylindrycznej kołka i luz pomiędzy kołkiem a tulejką do wnętrza wirnika. Zużycie oleju wynosi ok. 55 cm³/godz. przy 1500 obr/min: i ok. 120 przy 3000 obr/min.

Zawór redukcyjny podciśnienia dwudrogowy, sprężynowy daje się łatwo nastawiać na żądane podciśnienie i zabezpieczać przed rozregulowaniem.

Odoliwiacz różni się bardzo niewiele od wykonania firmy Romec.

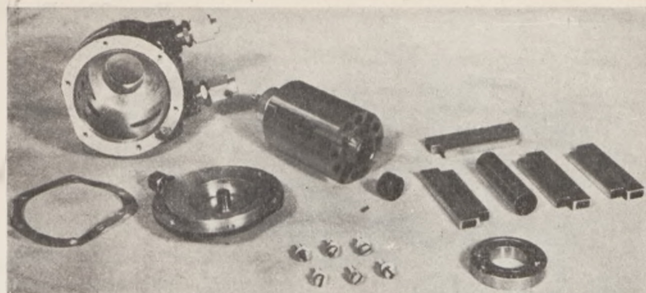
Pompy Askania

Dobrze znana wytwórnia niemiecka Askania poszła nieco inną drogą w konstrukcji pomp próżniowych, produkowanych przez nią w czterech odmianach. Poza pompami próżniowymi Askania wytwarza również pięć odmian t. zw. Luftpresser czyli sprężarek rotacyjnych, opartych zresztą na tej samej zasadzie konstrukcyjnej (rys. 22 i 23). Sprężarki te znajdują zastosowanie do napędu elementu, utrzymującego stały kierunek lotu w pilocie automatycznym, oraz do uruchomiania klap i krokodyli.



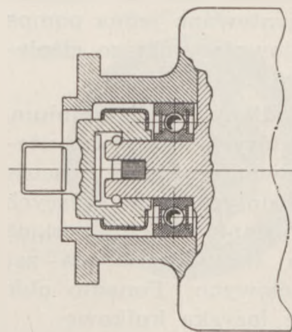
Rys. 19. Zawór odcinający pompy próżniowej Air-Equipement.

Korpus i tuleja robocza. Korpus składa się z trzech części, z których skrajne stanowią pokrywy, osłaniające łożyska kulkowe i końcówkę napędową, a środkowa będąca równocześnie tuleją roboczą posiada silne użebrowanie wzdłuż osi pompy. Pompy próżniowe (Lsog 1a i 2a) mają korpusy ze stopu lekkiego i nie posiadają użebrowania. Przy pompach z nadciśnieniem dla dalszego obniżenia temperatury sprężanego powietrza zastosowany został ponadto pierścieniowy płaszcz chłodzący nałożony na żeberka korpusu, pod który jest przepuszczany strumień świeżego powietrza.



Rys. 20. Pompa próżniowa Pesco rozebrana.

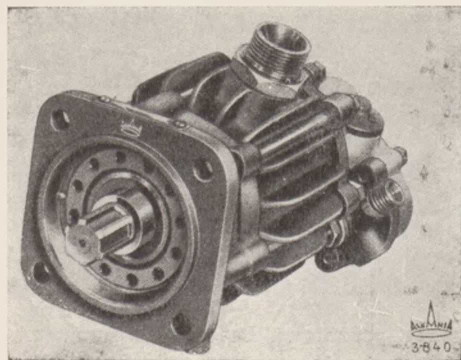
Wirnik i łopatki. Jak widać z rys 24, bęben wirnika jest pełny, a posiada jedynie na obwodzie 12 rowków promieniowych, w których przesuwają się pod wpływem siły odśrodkowej płaskie łopatki dociskane do ścianek tulei roboczej. Przez podzielenie w tej konstrukcji księżycowej przestrzeni pomiędzy tuleją a bębnem wirnika na większą ilość komór o zmiennej objętości, uzyskuje się większą ilość stopni rozprężania powietrza na ssaniu i sprężania na tłoczeniu, co jest korzystne dla pracy pompy. Wirnik jest osadzony w dwóch łożyskach kulkowych.



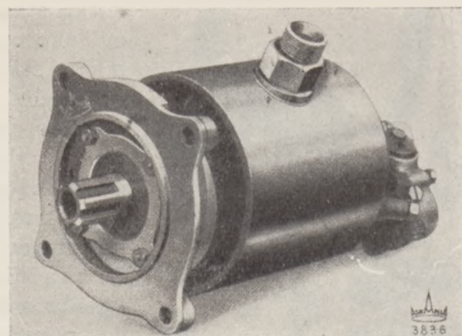
Rys. 21. Pompa próżniowa Pesco: połączenie końcówki napędowej z czopem wirnika.

Napęd. Pompy Askania, zarówno ssące jak i tłoczące, są zasadniczo przewidziane do napędu od silnika i posiadają kołnierze i końcówki dwóch typów: SAE i Bosch (sześcioklin). Na żądanie mogą być przystosowane do umocowania w dowolnym miejscu za pomocą zacisków taśmowych i napędzane przez śmigiełko. Pomiędzy czopem wirnika a końcówką istnieje element bezpiecznikowy, który ulega zniszczeniu w wypadku nadmiernego wzrostu momentu przenoszonego i zapobiega uszkodzeniu części silnika.

Smarowanie. Na tylnym końcu wirnika (po stronie przeciwnej do napędu) umieszczona jest specjalna pompka olejowa, zasilana bądź od silnika, bądź ze specjalnego zbiorniczka opadowego. Zużycie oleju wynosi ok. 8 cm³/godz. i nie zależy od ciśnienia dopływającego oleju. — Oczywiście, wobec zastoso-



Rys. 22. Pompa próżniowa Askania Lsog 2.



Rys. 23. Sprężarka Askania z płaszczem chłodzącym Lkompr 6

wania do smarowania pompy oleju, położenie, w jakim pompa próżniowa będzie zamontowana, jest obojętne. Przy zmianie kierunku obrotów pompy Askania wymagają prawie całkowitego demontażu, zmiany położenia (przez obrót dookoła osi o określony dla danego typu kąt) środkowej części korpusu i wymiany przekładni ślimakowej napędzającej pompkę oleju.

Dodatkowe elementy instalacyjne. Askania produkuje również zawory redukcyjne, rozdzielacze podciśnienia, kurki przełączające, filtry powietrza (odoliwiacze) i manometry, jednak bliższych szczegółów o ich konstrukcji nie posiadam, poza tym że w rozdzielaczu podciśnienia wszystkie 4 końcówki do łączenia z przyrządami są ustawione w szereg.

Pompy Walter

Wytwórnia Walter produkuje jeden typ pompy próżniowej (vyveva), wykonywany w zespole ze sprężarką dwustopniową pokładową (rys. 25). Na wspólnej skrzynce, którą mocuje się na silniku, może być poza sprężarką zamontowana jedna pompa próżniowa i jedna pompa olejowa wysokiego ciśnienia lub dwie pompy próżniowe.

Korpus. Korpus pompy, odlany z Hiduminium, składa się z trzech części, z których środkowa, użebrowana, stanowi komorę, wewnątrz której pracuje element pompujący, a z pozostałych, zamykających z obu stron tę komorę, jedna osłania napęd i posiada kołnierz do umocowania na skrzynce, druga zaś osłania parę kół zębatych czołowych. Ponadto obie te pokrywy mieszczą w sobie łożyska kulkowe.

Element pompujący. W odróżnieniu od wyżej opisanych typów pomp, elementem pompującym nie jest tu wirnik z łopatkami, mimośrodowo umieszczony w cylindrze, lecz para kół zębatych czerpiących każde o czterech zębach. Koła te są wykonane z ciągnionego Hiduminium, przy czym właściwie oba są napędzane, gdyż z wałka napędzającego (w skrzynce) przenosi się ruch na jedno z tych kół, na przeciwległym końcu którego umieszczone koło zębate czołowe przekazuje ruch na drugie koło czerpiące za pomocą drugiego koła zębatego czołowego. Zęby kół czerpiących są dopasowane z bardzo małym luzem, co łącznie z powyższą konstrukcją napędu i osadzeniem w łożyskach kulkowych daje praktyczną niezużywalność tych kół.

Smarowanie i jednoczesne uszczelnienie pompy odbywa się tu za pomocą oleju pod ciśnieniem, doprowadzanego bądź ze skrzynki przez otwory w kołnierzu mocującym pompę, bądź też przez specjalną końcówkę, o ile pompa jest montowana oddzielnie. Olej przechodzi przez podłużne kanały w każdym z zębów obu kół czerpiących, skąd wydostaje się kanałami promieniowymi na boczne powierzchnie zębów i ścianki korpusu. Część oleju jest kierowana do pary napędowych kół zębatych czołowych.

Elementy instalacyjne, jak zawory redukcyjne, skrzynki rozdzielcze na tablicy pilota, manometry podciśnienia i zawory bezpieczeństwa (zwrotne) są wyrabiane przez f. Walter w całym zakresie zapotrzebowania.

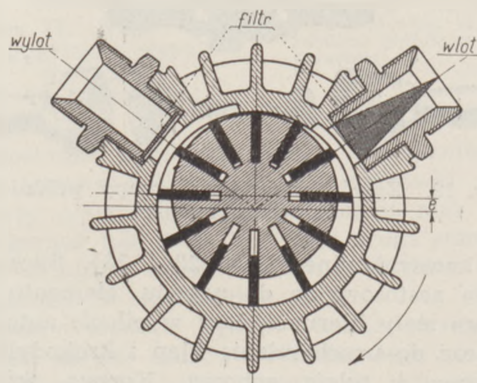
Pompy Bronzavia

Pompa Bronzavia typ 11 (rys. 26) jest napędzana własnym silniczkiem elektrycznym, z którym jest zmontowana w jedną całość. Uniezależnienie się od silnika lotniczego daje tę korzyść, że działanie przyrządów żyroskopowych jest niezależne od obrotów silnika i mogą one być sprawdzane na ziemi, bez potrzeby zapuszczania silnika lotniczego.

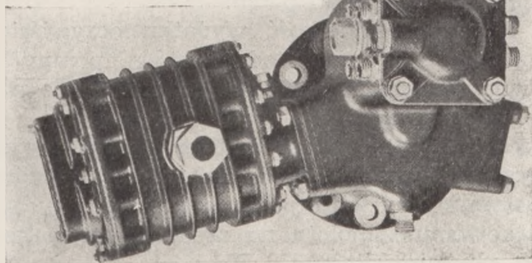
Silnik elektryczny jest prądu stałego, bocznikowy, zasilany prądem z sieci pokładowej samolotu, o napięciu od 22 do 30 volt. Jest on opancerzony i starannie ekranowany. W zakresie obrotów użytkowych 3900 obr/min pobiera 13 amper przy 24 woltach, czyli 312 watt.

Napęd pompy odbywa się za pomocą układu kół zębatych pracujących cicho w kąpieli olejowej wewnątrz szczelnego karteru. Sama pompa może być oddzielona od silniczka elektrycznego i jest wtedy montowana nad wałkiem rozrządczym silnika lotniczego.

Korpus pompy, wykonany ze stopu lekkiego, posiada szereg żeberek chłodzących i tuleję roboczą ze specjalnego żeliwa.



Rys. 24. Przekrój pompy próżniowej Askania.



Rys. 25. Pompa próżniowa Walter.

Wirnik, mimośrodowo umieszczony w korpusie, wykonany również ze stopu lekkiego, posiada trzy szczeliny mimośrodowe, w których ślizgają się łopatki stalowe azotowane, dociskane siłą odśrodkową do ścianek tulei roboczej. Patentowana konstrukcja wirnika i łopatek zapewnia minimalne tarcie łopatek w szczelinach.

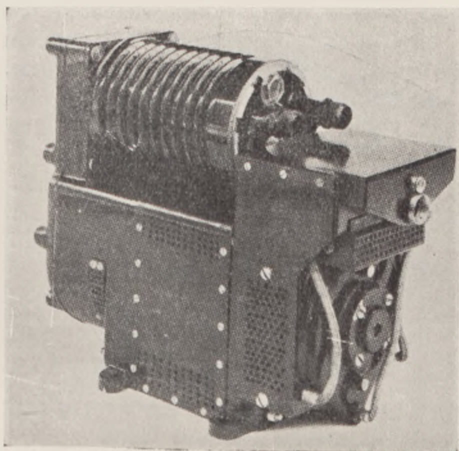
Smarowanie. Olej zawarty w specjalnym zbiorniku, umieszczonym na końcu wałka pompy, przedostaje się do wnętrza wydrążonego wałka, skąd jest rozrzucany i smaruje części trące się pompy, po czym spływa do karteru, mieszczącego koła napędowe i wraca do zbiornika.

Pompy Knorr-Bremse

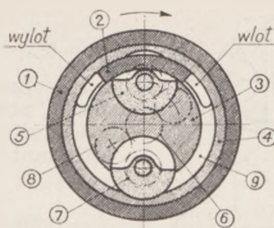
Wytwórnia Knorr-Bremse produkuje dwa typy pomp, które posiadają zbliżoną do pomp Askania konstrukcję wirnika i łopatek, lecz ilość jest tu trzykrotnie mniejsza, bo tylko cztery.

Korpus pompy składa się z trzech części: środkowej cylindrycznej oraz dwóch pokryw, mieszczących łożyska wirnika. Część środkowa jest użebrowana dość słabo, za to obie pokrywy mają żebra promieniowe, trójkątne, wzmacniające poza tym obsady łożysk.

Smarowanie pompy pod ciśnieniem do 6 kg/cm² jest zapewnione przez specjalne urządzenie dozujące olej.



Rys. 26. Pompa próżniowa Bronzavia typ 11.



części nieruchome

części wirujące dookoła osi pompy

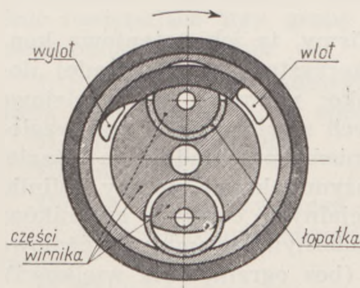
części wirujące dookoła własnych osi z taką samą szybkością jak wirnik, lecz w odwrotnym kierunku.

Rys. 27. Schemat wyjaśniający zasadę działania pompy olejowej Keelavite.

1—korpus pompy.
2—część korpusu odgradzająca wlot i wylot.
3—wirnik.
4—tuleja stanowiąca całość z wirnikiem.
5—łopatka.
6—koło zębate nieruchome (osadzone w korpusie).
7—koło zębate osadzone na łopatce.
8—koło zębate pośrednie osadzone na wirniku.
9—komora robocza.

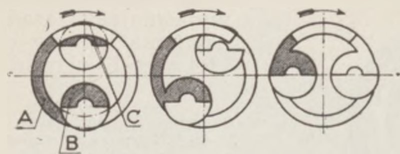
Pompy Keelavite

Konstrukcja pomp tej wytwórni, która produkuje przede wszystkim pompy hydrauliczne dla dowolnego rodzaju cieczy oraz powietrza i gazów, jest bardzo ciekawa i zupełnie odmienna od omawianych poprzednio typów. Sądząc z wyników, podawanych przez wytwórnię, pompy te odznaczają się bardzo wysoką sprawnością wolumetryczną (np. dla pompy olejowej przy 1000 obr/min i ciśnieniu tłoczenia 35 kg/cm², przy użyciu oleju wg. specyfikacji DTD 44b, sprawność wynosi 97%) i niezmiernie małą zużywalnością części ruchomych ze względu na uszczelnienie powierzchniowe elementów pracujących, z których jedynie łożyska wirnika i łopatek i czopy, oraz przekładnie zębate są w styku tarciowym. Rys. 27 najlepiej uwypukla zasadę działania przyjętą w pompach olejowych, a rys. 28 nieco zmodyfikowane rozwiązanie, dostosowane specjalnie do pomp próżniowych. Z rys. 29 widać, że przy tej konstrukcji łopatki zawsze pozostają w pozycji po-



Rys. 28. Schemat pompy próżniowej Keelavite.

ziomej przy obrocie wirnika, i co najmniej jedna z nich w każdej chwili daje uszczelnienie powierzchniowe ze ściankami komory roboczej na swojej powierzchni cylindrycznej. Tuleja zewnętrzna wirnika posiada z tegoż względu wgłębienia, w które wchodzi część łopatki. Praca takiej pompy jest całkowicie pozbawiona cyklicznych zmian (pulsacji), gdyż przestrzeń, zajmowana przez pompowany czynnik jest pierścieniowa (o stałym przekroju). Wydatek pompy (rys. 34) podczas jednego obrotu jest równy objętości całkowitej przestrzeni pierścieniowej „A". Ciecz, zawarta we wgłębieniu „B" jest przenoszona ze strony wlotowej na wylotową pompy i jest wyciśnięta z tego wgłębienia do pierścieniowej komory roboczej, kompensując dokładnie skutek schowania się łopatki do wgłębienia. Objętość cieczy, zawarta w każdym wgłębieniu przekracza przestrzeń zajmowaną przez łopatkę w pierścieniu, a różnica ta jest zawsze równa objętości „C". Ta różnica nie



Rys. 29. Zasada działania pompy Keelavite (schemat).

wpływa jednak na wydatek i może być rozpatrywana jako integralna część wirnika.

W wykonaniu pomp jako pomp próżniowych lub sprężarek (rys. 30) kształt łopatek jest pierścieniowy, i ta martwa objętość jest jeszcze bardziej zmniejszona, a kształt odgraniczenia wlotu i wylotu jest po stronie wylotu dostosowany dokładnie do toru łopatki w celu zredukowania do minimum końcowej przestrzeni sprężania (w chwili, gdy łopatka kończy pracę). W ten sposób powiększona została jeszcze bardziej sprawność wolumetryczna.

Praca pomp próżniowych może się odbywać w razie potrzeby zupełnie bez smarowania komory roboczej, przy większych jednak nadciśnieniach na wylocie, trzeba, aby była ona zwilżona, w celu zwiększenia szczelności. Pompy próżniowe o łopatkach jak w pompach hydraulicznych mogą dać 660 mm Hg podciśnienia bez smarowania. Przy specjalnym wykonaniu łopatek dla gazów, może być uzyskane podciśnienie powyżej 737 mm Hg. Takie pompy mogą być budowane o bardzo dużych wydatkach, dając wielkie oszczędności na gabarycie, ciężarze i cenie w stosunku do pomp tłokowych. Przez zastosowanie przesuwnego poosiowo wirnika wraz z łopatkami w specjalnym wykonaniu, można uzyskać ciągłą zmienność wydatku od zera do maksymalnej wartości.

Według wyjaśnień firmy, ta ich patentowa konstrukcja może być wykorzystana w olbrzymiej ilości gałęzi przemysłu jako: pompy i silniki olejowe o prawie nieograniczonych możliwościach pod względem wydatków i ciśnień, przekładnie o ciągłej zmienności w bardzo dużym zakresie, pompy i silniki wodne, pompy do specjalnych celów i czynników, np. w przemyśle chemicznym, pompy próżniowe i sprężarki powietrzne (bez ograniczenia wielkości), silniki powietrzne i wreszcie nawet silniki parowe.

Charakterystyki pomp

Przedstawienie kompletnego zestawienia danych charakterystycznych różnych typów i odmian pomp zajęłoby zbyt wiele czasu, to też ograniczę się jedynie do podania zakresów główniejszych właściwości w odniesieniu do około 40 zarejestrowanych przeze mnie odmian pomp.

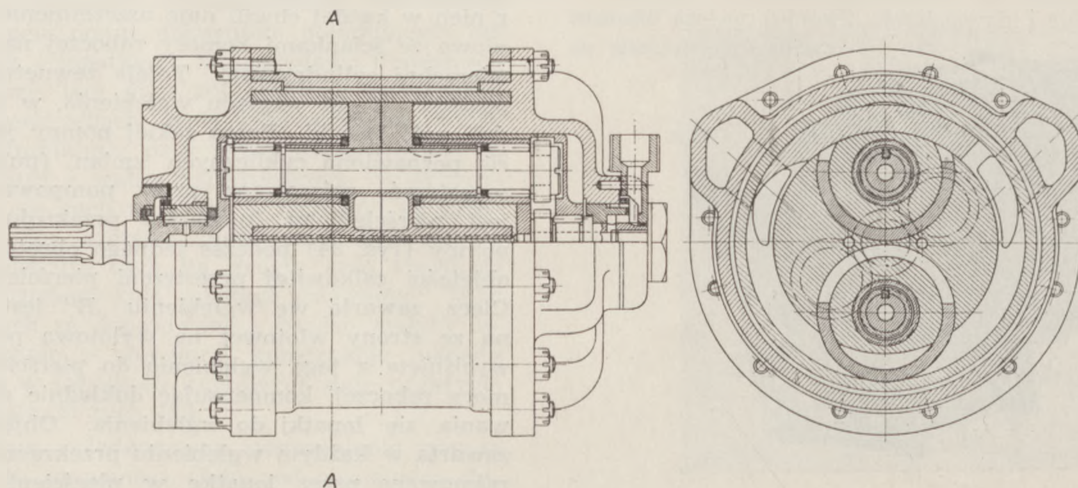
Wydatek. Wielkość wydatku oczywiście zależy w pierwszym rzędzie od obrotów pompy, jednak pewne minimum wydatku jest konieczne ze względu na prawidłową pracę przyrządów pokładowych. Otóż można powiedzieć, że ten wydatek minimalny wynosi około 100 l/min i powinien być osiągany przy obrotach, odpowiadających lotowi nurkowemu samolotu na zredukowanym gazie (np. 900 obr/min silnika). Wydatek rzeczywisty omawianych pomp przekracza na ogół dość znacznie tę dolną granicę i jest przy 1500 obr/min pompy od 127 do 400 l/min. Przy obrotach 3.000 największa pompa (próżniowo-sprężarkowa) Pesco B-4 ma wydatek, dochodzący do 750 l/min.

Wydatki, podawane przez wytwórnie bez zaznaczenia warunków pracy, odnoszą się zwykle do obrotów użytkowych (przelotowych) i lotu przy ziemi.

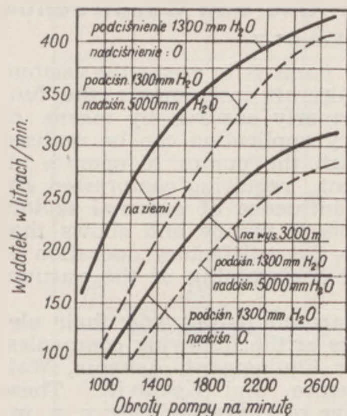
Ciśnienia. Najczęściej występujące podciśnienie przy wymaganym wydatku wynosi około 100 mm Hg. Pompy Eclipse dają 122 mm Hg, Askania — 132 mm Hg, Walter — do 200, a pompy Keelavite nawet 750 mm Hg. Nadciśnienie przy użyciu pomp tylko do napędu przyrządów żyroskopowych wynosi najczęściej 25 mm Hg, zaś w wypadku stosowania również do urządzeń napędzanych sprężonym powietrzem dochodzi do 400 (Pesco B-3 i B-4, Romec B-4), 500 (Pesco B-3) i nawet 1100 mm Hg (Askania Lkompr 6, 6a, 7, 8a i 9).

Moc pobierana przez pompy, wyłącznie próżniowe nie przekracza na ogół 1 KM, zaś przy próżniowo-sprężarkowych zależnie od wielkości nadciśnienia na tłoczeniu, dochodzi do 4 KM

Zakres obrotów. Pompy Eclipse, Air-Equipement i Walter mają obroty maksymalne 2250 — 2500 obr/min, Romec, Pesco i Bronzavia do 4000 obr/min, Askania pracują w zakresie 3000 do 5000 a nawet 6000 (użytkowe 5300), Knorr-Bremse zależnie od typu, do 1700, 4000 lub 6000 obr/min. Pompy



Rys. 30. Pompa próżniowo-sprężarkowa Keelavite typ C6.



Rys. 31. Zależność wydatku od obrotów dla pompy próżniowej Air-Equipement.

Keelavite nie mają określonych granic dla szybkości, które jakoby mogą być bardzo duże.

Napęd. Końcówka napędowa, połączona jest zwykle z wirnikiem za pośrednictwem elementu przegubowego albo też mniej lub bardziej skomplikowanego sprzęgła sprężystego, a w pompach Air-Equipement nawet tarczowego. Rodzaje końcówek są bardzo różnorodne: najczęściej jest to końcówka płaska (płetwa), poza tym występuje sześciobok, sześcioklin, końcówki wielożłobkowe, kuliste z zabierakiem oraz specjalne zabieraki (np. sześciopalczaste) do napędów odległościowych. Kołnierze pomp są najczęściej wykonywane zgodnie z normami SAE lub Bosch'a.

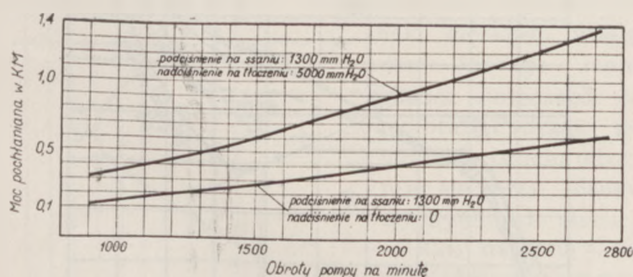
Smarowanie jest rozwiązywane dwoma zasadniczymi sposobami: 1) — olej, dopływający z silnika pod ciśnieniem, natrafia na urządzenie dławiące, które dopuszcza tylko niewielką ilość oleju (do 8 cm³/godz. w pompach Askania) do wnętrza pompy; 2) — olej z silnika lub pod własnym ciężarem dopływa do wbudowanej w pompie próżniowej pompki dozującej, która zależnie od obrotów wirnika, wtłacza odpowiednią porcję oleju do wnętrza pompy.

Przeciętne wartości dobrego zużycia oleju można określić na jakieś 50—65 cm³ godz dla I-go sposobu i jeszcze mniej dla drugiego, który jest jednak bardziej skomplikowany.

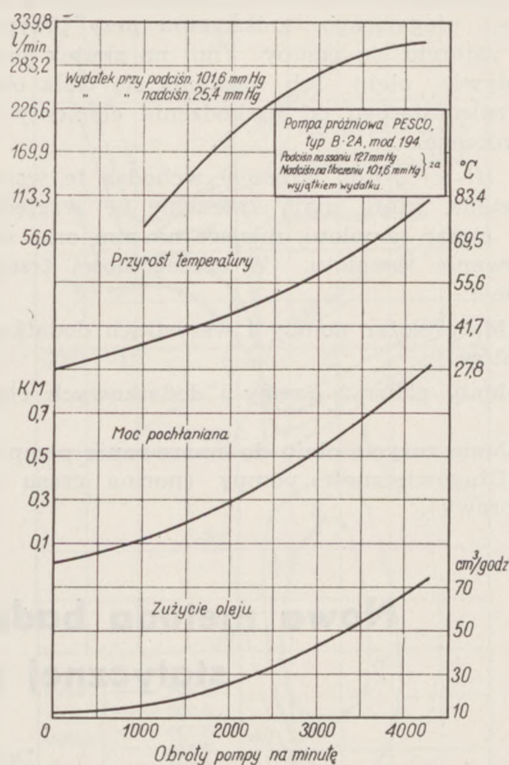
Ciężar pomp, zależny oczywiście od wielkości i przeznaczenia pomp, waha się w granicach 1,5 do 3,4 kg dla pomp małych, wyłącznie próżniowych i dochodzi do 7,1 kg dla pomp próżniowo-sprężarkowych (Askania Lkompr 8a).

Czas pracy pomp bez przeglądu lub naprawy, podawany przez niektóre wytwórnie, wynosi 400 godz (Air-Equipement) do 500 godz (Pesco). Podczas prób, prowadzonych przeze mnie, pompa Romec B-2A mod. J. 43 pracowała 1100 godzin bez najmniejszych kłopotów, przy czym okresy ciągłej pracy bez zatrzymań, wynosiły do 400 godzin.

Tytułem przykładu podaję kilka wykresów charakterystyk pomp: Air-Equipement, Walter i Pesco (rys. 31, 32 i 33).



Rys. 32. Zależność mocy pochłanianej od obrotów dla pompy próżniowej Air-Equipement.



Rys. 33. Charakterystyki pompy próżniowej Pesco typ B-2A.

Wnioski, dotyczące wymagań, stawianych konstrukcji pomp

W konstrukcji pomp próżniowych, należy uwzględnić następujące trzy grupy wymagań, a mianowicie z punktu widzenia:

I. Przyrządów pokładowych i ewentualnie urządzeń, napędzanych przez sprężone powietrze,

II. Silnika lotniczego,

III. Samolotu.

Do I-ej grupy wymagań należy zaliczyć:

1) Możliwie ciągły strumień powietrza (bez pulsacji),

2) Wydatek dostosowany do ilości i rodzaju napędzanych przyrządów lub urządzeń,

3) Podciśnienia na stronie ssącej i nadciśnienia na stronie tłoczącej, również dostosowane do ilości i rodzaju odbiorników,

4) Niezależność, względnie możliwość kompensacji wielkości wydatku lub ciśnień przy zmianie obrotów silnika lub wysokości lotu.

5) Dostatecznie niska dolna granica obrotów pompy, przy której wydatek jest jeszcze wystarczający do napędu odbiorników, działających przy zredukowanych obrotach silnika lotniczego.

6) Możliwość regulacji wydatku lub ciśnień w razie zmiany warunków pracy odbiorników lub wyłączenia części tych odbiorników.

Do II-iej grupy wchodzą następujące wymagania:

1) Znormalizowane kołnierze i końcówki napędowe,

2) Dostosowanie do łatwej zmiany kierunku obrotów, zależnie od kierunku obrotów końcówki napędzającej,

3) Istnienie elementu bezpiecznikowego w samej pompie, ulegającego zniszczeniu przy przypadkowym zatarciu się pompy (np. na skutek przerwy w dopływie oleju lub dostania się ciała obcego) i zabezpieczającego od uszkodzenia elementy silnika lotniczego.

Do III-iej grupy wreszcie wchodzą te wszystkie wymagania, które mają znaczenie ze względu na ogólny ciężar samolotu, miejsce na nim oraz walory użytkowania samolotu. W szczególności trzeba tu wymienić:

1) Mały ciężar pompy i wszystkich dodatkowych elementów,

2) Mały gabaryt pompy i dodatkowych elementów,

3) Małe zużycie oleju do smarowania pompy.

4) Długowieczność pompy (norma czasu pracy do naprawy).

Vacuum Pumps, their Use and Construction

Summary

The purpose of vacuum pums is to create the vacuum necessary for gyroscopic aircraft instruments, the functioning of which was formerly ensured by means of venturis. Another secondary application can be realised by using air passed through the pumps to operate all kinds of auxiliary equipment requiring compressed air. The author discusses the influence of external factors on the functioning of vacuum pumps and shows that an important condition for the satisfactory operation of aircraft instruments is the maintaining of the vacuum at a constant level.

The construction of vacuum pumps and their elements is shown on products of the following companies: Romec, Eclipse, Pesco, Air Equipement, Askania, Walter, Bronzavia, Knorr-Bremse and Keelavite. These products cover a wide range of characteristics: r. p. m., delivery, absorbed power, etc., as is shown by a review of about forty types.

Vacuum pumps must conform to numerous requirements which should be considered from the aircraft instrument, engine and aircraft point of view.

Nowa metoda badania tunelowego stateczności statycznej podłużnej samolotów

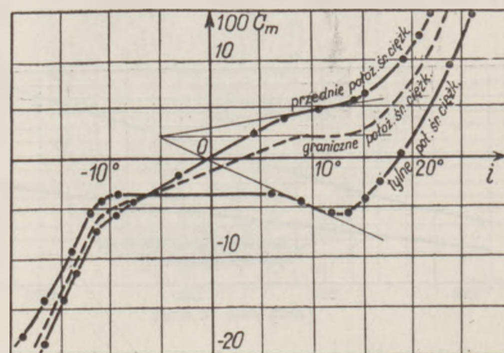
Streszczenie artykułu R. Marchal'a, P. Simon'a i M. Delluc'a „Nouvelle methode experimentale, d'etude en soufflerie de la stabilite longitudinale statique des avions", l'Aerotechnique z m-ca sierpnia 1937 r., str. 77—84, l'Aeronautique nr 219, przez inż. R. Romickiego.

Badanie tunelowe stateczności podłużnej aerodyn, różniących się od samolotów klasycznego układu, napotyka nieraz na duże trudności. Specjalnie dały się one odczuć przy badaniu Pou du Ciel i zachęciły personel E.E.T.I.M. (Etablissement d'Experiences Techniques d'Issy-les-Moulineaux) do opracowania nowej metody, opisanej właśnie w niniejszym artykule. Metoda ta jest odtąd w stałym użytku w Issy, dopełniając dawne metody stosowane dotąd wyłącznie.

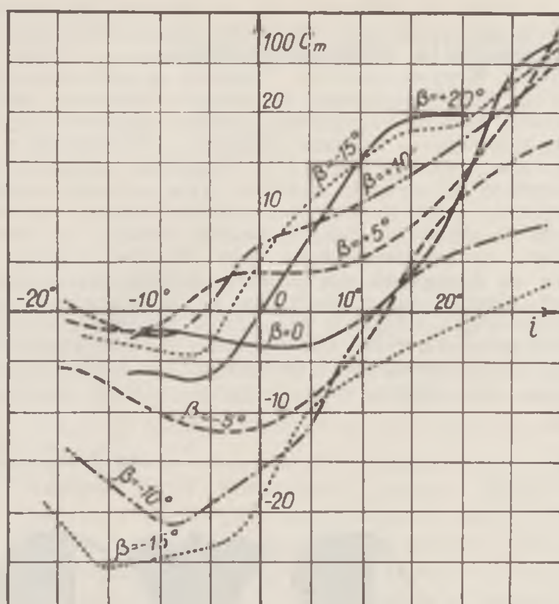
Dawna metoda, stworzona przed kilkunastu laty przez inż. Lapresle polega na badaniu krzywej $c_m = f(i)$ — (współczynik momentu względem osi poprzecznej, przechodzącej przez środek ciężkości, w funkcji kąta natarcia). Warunkiem stateczności jest — przy zachowaniu ustalonych kierunków dodatnich momentu i kąta natarcia, aby w okolicach równowagi, tj. $c_m = 0$, było $\frac{\partial c_m}{\partial i} > 0$. Spełnienie tej nierówności należy sprawdzić dla całego zakresu możliwych kątów natarcia — a więc całego zakresu możliwych wychyleń steru wysokości β — i dla wszystkich możliwych położeń środka ciężkości, a zatem w funkcji dwóch parametrów. Pełne studium polegałoby na wykreślaniu dla pewnych położeń środka ciężkości szeregu krzywych $c_m = f(i)$ dla różnych β. W celu uproszczenia badań inż. Lapresle oparł się na założeniu, że wychylenie steru wysokości zmienia współczynnik momentu c_m w całym praktycznie ważnym zakresie kątów natarcia o wielkość stałą, czyli że zmiana wychylenia steru β przesuwa krzywe $c_m = f(i)$ wzdłuż osi c_m nie deformując ich. Z założenia tego wynika, że wystarczy wykreślić jedną krzywą $c_m = f(i)$ dla pewnego stałego β i upewnić się, że interesująca nas pochodna jest dodatnia na całej jej długości, aby przypuszczać, że pozostanie ona dodatnią i przy wszystkich innych wychyleniach steru, a więc że przy tym położeniu środka ciężkości samolot jest zawsze stateczny.

Uproszczone badanie wpływu drugiego parametru — położenia środka ciężkości — opiera się na znanej własności, wynikającej zresztą z ogólnych zasad statyki krzywej $c_m = f(i)$, polegającej na tym, że przy przesuwaniu środka ciężkości równolegle do cięciwy płata dla każdego kąta natarcia c_m zmniejsza się liniowo w zależności od przesunięcia środka ciężkości ku tyłowi. Własność ta pozwala interpolować trzecią krzywą z dwóch danych. Wykreśliwszy więc krzywe $c_m = f(i)$ dla dwóch różnych położeń środka ciężkości (dla tego samego β), wybieramy ten element, w którym przy odsuwaniu w tył środka ciężkości styczna najwcześniej staje się poziomą i przez interpolację znajdujemy graniczne położenie środka ciężkości, dla którego samolot jeszcze jest stateczny (rys. 1).

Słuszność tej metody ograniczona jest słuszno-



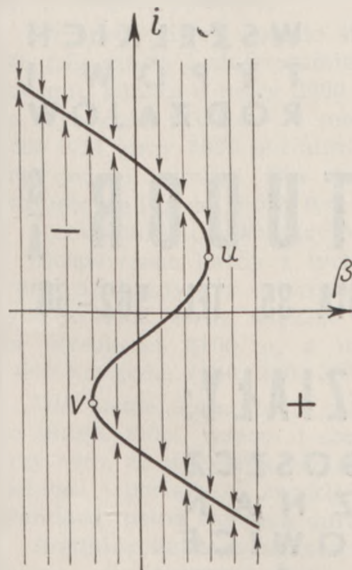
Rys. 1.



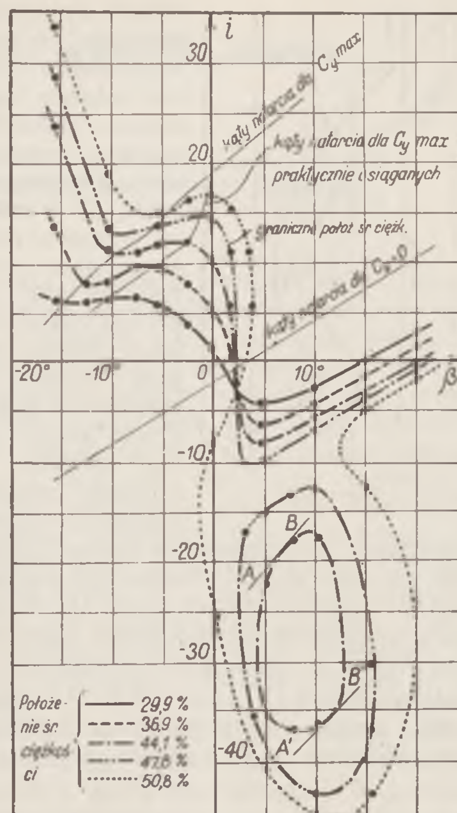
Rys. 2. Odkształcanie krzywych 100 c_m = f (i) dla różnych kątów β wychyleń steru wysokości, dla położenia środka ciężkości 44,1%.

ścią założenia, że wychylanie steru nie deformuje krzywej c_m = f (i). Dla większości samolotów normalnego układu odkształcenie to jest istotnie bez znaczenia. Jednak dla całego szeregu układów, w których istnieje silne odziaływanie wzajemne między płatami nośnymi a sterami — jak np.: kaczka, tandem, samoloty z usterzeniem wysokości na głównej powierzchni nośnej, niektóre samoloty o normalnym układzie oraz samoloty badane ze śmigłem obracającym się — deformacja krzywej c_m jest tak znaczna, że wnioski oparte na rozumowaniu pomijającym ją, byłyby błędne (rys. 2). Do badania stateczności w takich właśnie przypadkach specjalnie nadaje się nowa metoda, która przy tym ma pełne zastosowanie także do prostych przypadków, obsługiwanych równie dobrze przez dawną.

Nowa metoda polega na ustaleniu zależności $i = f(\beta)$ w tunelu aerodynamicznym dla równowagi, tj. dla $c_m = 0$. Do tego celu służy „girouette" inż. Lapresle'a — specjalna waga do pomiaru momentów, w której oś obrotu modelu samolotu podczas pomiaru przechodzi przez środek ciężkości względem którego mamy zbadać stateczność samolotu. Podczas pomiaru w tunelu odczytuje się przy różnych wychyleniach steru β — kąty natarcia i, odpowiadające równowadze (stałej lub chwiejnej).



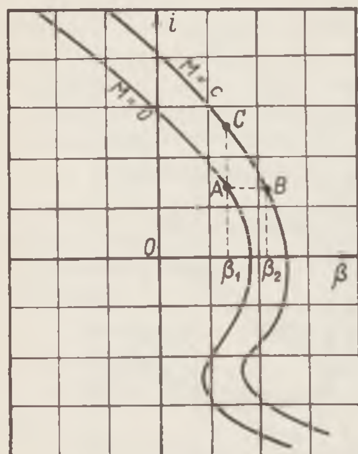
Rys. 3.



Rys. 4. Zmienność krzywych i = f_3 (β) dla różnych położeń środka ciężkości samolotu (Pou-du-Ciel).

Wykreślona w ten sposób krzywa równowagi pozwala łatwo stwierdzić dla każdego swego punktu, czy odpowiada on stanowi równowagi stałej czy chwiejnej, tj. czy samolot na tym kącie natarcia jest stateczny czy nie. Jasne jest mianowicie, że krzywa ta dzieli płaszczyznę na dwa obszary: momentów dodatnich — zmniejszających — i ujemnych — zwiększających kąt natarcia, gdyby bowiem po tej samej stronie krzywej mogły znajdować się punkty odpowiadające momentom dodatnim i ujemnym, to znaczyłoby to, że moment może zmieniać znak bez przejścia przez wartość 0. Aby dany punkt krzywej odpowiadał równowadze stałej, zejście z niego w kierunku zwiększających się kątów natarcia musi nas zawsze wprowadzać w obszar momentów dodatnich — i naodwrót. Na rys. 3 część U-V odpowiada równowadze chwiejnej, pozostałe dwie części — stałej. Łatwo to sprawdzić, zakładając, że β nie zmienia się (ster wysokości unieruchomiony), a jakaś przyczyna zewnętrzna zmienia kąt natarcia samolotu. Jeśli przy tym punktem wyjścia będzie jakikolwiek leżący na części U-V, to okaże się, że samolot nie ma tendencji do powrotu do tego stanu równowagi, z którego wytrącono go, ale przechodzi do innego, odpowiadającego punktowi, leżącemu na jednej z dwóch pozostałych części krzywej c_m = 0; stąd wynika, że część U-V odpowiada równowadze chwiejnej. W podobny sposób przekonamy się, że pozostałe dwie części odpowiadają stanom równowagi trwałej.

Znak momentów w każdym obszarze łatwo stwierdzić, np. podczas pomiaru w tunelu, więc wykreślenie jednej tylko krzywej równowagi $i = f$ (β) odpowiada całkowicie na pytanie, czy samolot przy



Rys. 5. Zwrotność.

danym wyważeniu jest stateczny czy nie. Po wykreśleniu krzywej dla jednego położenia środka ciężkości, powtarzamy pomiar tunelowy dla innego położenia — w zależności od wyników pierwszego pomiaru przesuniętego do tyłu lub do przodu. Skrajne położenie środka ciężkości, przy którym jeszcze samolot w całym zakresie kątów natarcia jest stateczny, należy w ogóle znaleźć doświadczalnie, gdyż nie znamy zależności, pozwalającej na prostą interpolację, jakkolwiek na ogół wyniki interpolacji są dość bliskie wyników doświadczalnych (rys. 4). Wyniki takich badań tunelowych bardzo łatwo jest zestawić z wynikam badań w locie, podczas których znajdujemy zależność: $\beta' = f\ (V\sqrt{\delta})$ (gdzie β' oznacza odległość końca drążka sterowego od np. tablicy przyrządów pokładowych, V — szybkość samolotu względem powietrza, δ — gęstość powietrza, a więc $V\sqrt{\delta}$ — szybkość odczytaną na szybkościomierzu) dla stanów równowagi przy stałym otwarciu przepustnicy silnika. Łatwo jest ustalić zależność między β' a β (bez uwzględnienia odkształceń sterownic i sterów) oraz między $V\sqrt{\delta}$ a kątem natarcia i.

Wykresy $i = f(\beta)$ pozwalają również na znalezienie wartości liczbowej pochodnych $\frac{\partial M}{\partial i}$ i $\frac{\partial M}{\partial \beta}$ określających ilościowo stateczność i skuteczność steru samolotu. Dla znalezienia tych pochodnych należy wykreślić oprócz krzywej $i = f(\beta)$ dla $c_m = 0$, także drugą krzywą w tych samych spółrzędnych, ale dla $c_m = c$ (rys. 5). Widoczne jest, że stosunek

$$\frac{c}{AB} = \frac{\Delta M}{\Delta \beta} \simeq \frac{\partial c_m}{\partial \beta} \quad \text{oraz} \quad \frac{c}{AC} = \frac{\Delta M}{\Delta i} \simeq \frac{\partial c_m}{\partial i}$$

Wykonanie pomiarów:

Kąty β są ustalone przy pomocy otworów i kołeczków. Kąt i jest odczytywany bezpośrednio na „girouette". Dla „girouette" wolnej znajdujemy krzywą odpowiadającą równowadze, przyłożywszy zaś moment (np. za pomocą ciężaru) znajdujemy krzywą dla $c_m = c$. Dla zmiany kąta β należy zatrzymać silnik podejść do modelu. Przedłuża to czas pomiaru w porównaniu z pomiarem zwykłym. Gdyby nowa metoda rozpowszechniła się, możnaby budować modele ze zmianą kąta β na odległość.

Uwaga tłumacza: Podaliśmy tu w streszczeniu istotne cechy metody proponowanej przez francuskich autorów. Można się zgodzić z nimi, że w przypadkach, które wyliczają jako specjalnie nadające się dla tej metody, krzywa $i = f(\beta)$ jest przejrzystsza niż szereg krzywych $c_m = f(i)$; widać to na rysunkach 2 i 4. Inne jednak zalety są dla nas mało widoczne. Jest to może spowodowane tym, że nasz Instytut Aerodynamiczny znajduje przez pomiar tunelowy cały szereg krzywych c_y, c_x i $c_m = f(i)$ dla różnych β, co pozwala na dokładne przeliczenie momentów dla dowolnego środka ciężkości, bez uciekania się do założeń upraszczających, a mało dokładnych. Krzywe $i = f(\beta)$ również są podawane przez Instytut Aerodynamiczny i zawsze stanowiły cenioną ilustrację stanów równowagi, jednak ilościowe stosunki lepiej ilustrują — naszym zdaniem — dotychczas u nas stosowane wykresy $c_m = f(i)$. Zupełnie natomiast niezrozumiałe są wywody autorów (nie podane w streszczeniu), że nowa metoda pozwala na zbadanie w tunelu takich stanów lotu, jakich należy unikać w locie ze względu na bezpieczeństwo, oraz, że nowa metoda pozwala na uwzględnienie wpływu wychylenia steru na osiągi. Chyba obie metody są tu conajmniej równouprawnione, a wiązanie tych zalet z nową metodą ma prawdopodobnie tylko uzasadnienie chronologiczne; możnaby przypuszczać, że laboratorium, w którym autorzy pracują, nie wykonywało dotychczas takich pomiarów.

Śmigła do silników lotniczych wielkiej mocy

Frank W. Caldwell

Z referatu „Propellers for Aircraft Engines of High Power Output", wygłoszonego na zebraniu Lilienthal — Gesellschaft w Monachium, dn. 13.X.1937 r., przetłumaczył inż. W. Challier.

Rozwój konstrukcji silników lotniczych w ostatnich paru latach poszedł w kierunku silnego wzrostu mocy poszczególnych jednostek silnikowych. Kierunek ten zdaje się odpowiadać żądaniom konstruktorów i użytkowników samolotów, a szybkość wzrostu mocy zdaje się raczej przyspieszać, niż dążyć do okresu stabilizacji.

Wzrostowi mocy towarzyszy żądanie utrzymania mocy na coraz większych wysokościach; oba te żądania wymagają szczegółowego rozpatrzenia potrzebnego w związku z tym rozwoju śmigieł, gdyż ekonomiczny rozwój wielkości silnika wkrótce będzie zależny od postępów w konstrukcji śmigieł. Celem tego referatu jest rozpatrzenie niektórych czynników związanych z rozwojem konstrukcji śmigieł.

Jako charakterystyczny przykład kierunku rozwoju można uważać żywe obecnie zainteresowanie rozwojem wielkich silników o mocy ok. 2000 KM. Jednocześnie żąda się coraz większego doładowania, tak, że jako wysokość krytyczna dla tych silników zaproponowana została wysokość 6100 m. (20000 stóp). Z powodu wpływu zmniejszonej gęstości powietrza na charakterystyki śmigła, potrzebne byłoby dla tego rodzaju silnika śmigło o takich wymiarach, jak dla mocy 4000 KM. przy ziemi. W rzeczywistości jednak, śmigło wysokościowe powinno być jeszcze większe, gdyż dopuszczalna szybkość końców śmigła jest niższa na dużych wysokościach ze względu na wpływ niższej temperatury powietrza na szybkość dźwięku. Podana wyżej wielkość silnika prawdopodobnie będzie wymagała nowego typu śmigła, przyjmiemy ją więc jako podstawę do naszych rozważań. Ponieważ zaś można przypuszczać, że dla tego rodzaju silnika będzie wymagana wysokość krytyczna 6100 m, przeprowadzimy analizę konstrukcji, biorąc pod uwagę tę właśnie wysokość.

Przeprowadzone zostało studium teoretyczne śmigła trój-cztero i sześcioramiennego, oparte na zastosowaniu silnika o mocy 2000 KM. przy 2800 obr/min. na wysokości 6100 m i o mocy startowej przy ziemi 2300 KM. przy 3000 obr/min., dopuszczalnej na przeciąg jednej minuty. Dla celów naszych rozważań przyjęto nadto, że silnik ten posiada różne reduktory z przekładniami, wahającymi się od 0,5 do 0,3.

Rozpatrzono każdy z tych silników jako zabudowany na każdym z czterech samolotów, posiadających kolejno coraz większe szybkości maksymalne na wysokości 6100 m, a mianowicie 402, 483, 563 i 644 km/godz. (250, 300, 350 i 400 mil/godz.).

Dla każdej kombinacji samolot — silnik dobierano śmigło trój-, cztero- i sześcioramienne. Założono przy tym, że wszystkie śmigła mają normalny obrys ramion i posiadają zwykłą konstrukcję Hamilton Standard: pełne ramiona duralowe o piaście stalowej.

Średnicę każdego śmigła dobierano na podstawie wzoru empirycznego, dla śmigieł trójramiennych, opartego na wynikach doświadczeń N.A.C.A. Wzór ten wyraża najlepszą średnicę śmigła jako funkcję mocy silnika, wysokości lotu, szybkości obrotowej śmigła i szybkości lotu. Biorąc pod uwagę skomplikowany jednoczesny wpływ kilku parametrów śmigła na tę średnicę, można powiedzieć, że zależność ta ważna jest tylko wtedy, gdy obrys, grubość i profil ramienia śmigła są w pewnym stałym stosunku wymiarowym, oraz gdy efektywna szybkość końców śmigła jest dostatecznie mała, aby nie mieć wpływu na sprawność napędową. Wszystkie śmigła rozpatrywane w tym studium są więc śmigłami hipotetycznymi w tym sensie, że, niezależnie od średnicy, przyjęto, iż są one geometrycznie podobne, a pod względem wymiarów zawarte są w granicach objętych wzorem empirycznym. Wyjątek stanowi tu tylko jeden parametr — efektywna szybkość końców śmigła. Parametr ten pominięto przy doborze średnic, ale uwzględniono go przy obliczaniu sprawności napędowych.

Zauważmy mimochodem, iż efektywna szybkość końców śmigła jest to szybkość rzeczywista jego końców, poprawiona stosownie do wpływów temperatury powietrza, t. zn. wysokości, grubości ramienia i kąta natarcia. Znaleziono bowiem, że rzeczywista szybkość końców śmigła nie stanowi sama przez się zadowalającej miary strat sprawności napędowej.

Dla śmigieł czteroramiennych użyto również wzoru empirycznego na średnice śmigieł trójramiennych, ale do obliczeń przyjęto, zamiast pełnej mocy silnika, tylko ¾ tej mocy. Podobnie, dla śmigieł sześcioramiennych użyto tego samego wzoru, przyjmując do obliczeń jedynie połowę mocy silnika.

Obliczenia sprawności i ciągu w miejscu oparte zostały na metodzie, opracowanej przez United Aircraft Corporation. Dane podstawowe i wpływy odpowiednich parametrów, podane przez tę metodę, oparte zostały na wszystkich odpowiednich wynikach badań tunelowych nad modelami, prób hamownianych i prób w locie, podanych przez różne instytucje badawcze w świecie.

Jest rzeczą naturalną, że metoda ta opracowana została jedynie dla śmigieł dwu- i trójramiennych, gdyż dane dotyczące śmigieł cztero- i sześcioramiennych są dostępne w ilości bardzo ograniczonej. Sprawności śmigieł cztero- i sześcioramiennych zawierają zatem poprawki na wszystkie straty znalezione doświadczalnie dla śmigieł trójramiennych, z wyjątkiem strat wirowania i strat szybkości strumienia zaśmigłowego, które zastąpiono wartościami obliczonymi teoretycznie dla większej ilości ramion. Przyjęto również, że inne straty śmigieł cztero- i sześcioramiennych nie będą się różniły od strat określonych doświadczalnie dla śmigieł trójramiennych o rząd wielkości, wyższy od błędów doświadczalnych, których należy się spodziewać.

Podobna nieco sytuacja zachodzi dla obliczeń ciągu w miejscu śmigieł cztero i sześcioramiennych,

gdzie również przyjęto, że pewne poprawki są niezależne od ilości ramion, podczas gdy inne zostały teoretycznie zmienione dla różnych śmigieł rozpatrywanych.

Przy ocenie ciężaru całkowitego śmigieł przyjęto, że ciężar śmigła trójramiennego zmienia się w porównaniu z ciężarem śmigieł obecnie stosowanych jak sześcian średnicy. Dla śmigieł czteroramiennych dodawano jedną trzecią ciężarów „trójramiennych" w ten sposób obliczonych, a dla śmigieł sześcioramiennych podwajano ciężary „trójramienne".

Obliczenia pokazują, że dla śmigieł o stałych obrotach, pracujących na wysokości 6100 m i pochłaniających 2000 K.M. przy szybkościach samolotu od 402 do 644 km/godz. reduktor obrotów śmigła powinien być taki, aby ilości obrotów śmigła przy dopuszczalnych obrotach silnika wynosiły około:

800 obr/min. dla śmigieł trójramiennych
925 obr/min. „ „ czteroramiennych
1150 obr/min. „ „ sześcioramiennych.

Dla każdego z rozpatrywanych czterech samolotów otrzymuje się najlepszą sprawność napędową z silnikami, których reduktory odpowiadają powyższym obrotom śmigła. Poniższe zestawienie (tablica 1) podaje dla każdego samolotu w ten sposób wyposażonego najlepszą średnicę, przewidywany ciężar śmigła i porównawczą sprawność napędową śmigieł trój-cztero i sześcioramiennych.

Przy zastosowaniu tych najlepszych średnic otrzymujemy następujący ciąg w miejscu dla każdego samolotu (tablica 2), dla mocy 2300 KM. przy ziemi i przy obrotach silnika ok. 10% większych od podanych wyżej.

Szczegółowe wyniki wszystkich obliczeń podane są na wykresach rys. 1, 2, 3 i 4.

Wymagania stawiane poszczególnym samolotom o charakterystykach ogólnych tu rozpatrywanych, w znacznym stopniu określą ilość ramion, którą należy zastosować. Zestawienie wyników ogólnych, wyżej podanych, wskazuje, że śmigła trój- i sześcioramienne posiadają zdecydowane, sobie właściwe, zalety, oraz że śmigło czteroramienne stanowi dobry kompromis własności śmigieł trój- i sześcioramiennych.

Śmigło sześcioramienne posiada dwie bardzo ważne zalety w porównaniu z innymi: najlepszą średnicę i najmniejszy ciężar. Śmigło takie wymaga, ogólnie biorąc, średnicy o 17% mniejszej, niż śmigło czteroramienne, i o 28% mniejszej, niż śmigło trójramienne. Metoda użyta do porównania ciężarów wskazuje na przybliżony zysk na ciężarze śmigła sześcioramiennego, wynoszący 10—17% w porównaniu ze śmigłem czteroramiennym, a 20—26% w porównaniu ze śmigłem trójramiennym.

Tym zdecydowanym zaletom śmigła sześcioramiennego należy przeciwstawić jego niższe sprawności napędowe, podane wyżej w zestawieniu wyników, i mniejszy o 23% ciąg w miejscu w porównaniu ze śmigłem trójramiennym.

Gdyby silnik rozpatrywanego typu został zabudowany na samolot komunikacyjny lub bombardujący o szybkości maksymalnej 402 km/godz. na przyjętej przez nas wysokości, wówczas odpowiednia średnica śmigła wynosiłaby ok. 6,1 m. Z drugiej strony, gdyby silnik taki został zabudowany na mały samolot o szybkości maksymalnej 644 km/godz., wówczas możliwe byłoby użycie śmigła sześcioramiennego o średnicy 3,81 m.

Prosty przegląd charakterystycznych zależności aerodynamicznych i geometrycznych śmigła wskazuje, że dla śmigieł geometrycznie podobnych, pracujących z tą samą szybkością końców, ciężar na jednego konia mechanicznego jest proporcjonalny do ilorazu średnicy przez względną gęstość powietrza.

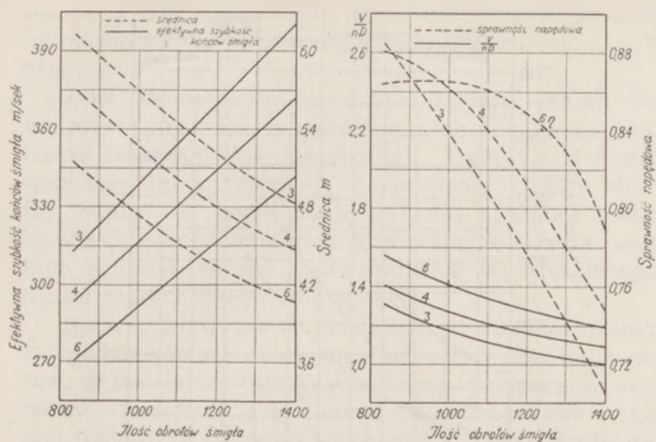
Zalety stosowania śmigieł o skoku nastawnym i stałych obrotach są tak wielkie, że wydaje się pewne, iż śmigła tego rodzaju będą niezbędne dla silników wielkiej mocy. Chociaż ustawienie śmigła „w chorągiewkę" (ang. feathering, franc. mise en drapeau), nie daje wielkiej korzyści aerodynamicznej, prawdopodobne jest, iż urządzenie takie będzie

Tablica 1.

Szybkość maksymalna samolotu	km/godz.	402			483			563			644		
Ilość ramion śmigła		3	4	6	3	4	6	3	4	6	3	4	6
Najlepsza średnica śmigła	m	6,40	5,48	4,57	5,94	5,18	4,27	5,63	5,03	4,12	5,48	4,72	3,96
Ciężar śmigła	kg	635	544	477	522	453	386	443	420	351	408	352	317
Zysk na sprawności w porównaniu ze śmigłem sześcioramien.	%	2,5	1,5	—	4,0	2,0	—	4,0	2,5	—	4,0	2,5	—

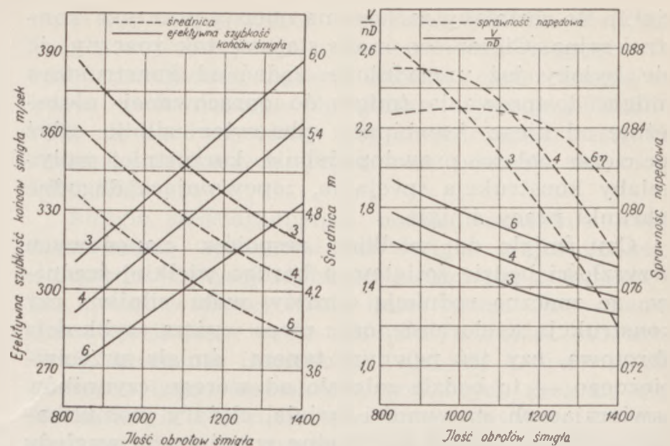
Tablica 2.

Szybkość maksymalna samolotu	km/godz.	402			483			563			644		
Ilość ramion		3	4	6	3	4	6	3	4	6	3	4	6
Ciąg w miejscu	kg/silnik	4590	4040	3500	4360	3950	3270	3950	3770	3090	3680	3270	2860



Rys. 1. Wpływ średnicy i ilości obrotów na sprawność śmigła dla samolotu o szybkości maksymalnej 402 km/godz. i mocy 2000 KM. na każdym śmigle na wysokości 6100 m.

3—śmigła trójramienne.
4—śmigła czteroramienne.
6—śmigła sześcioramienne.



Rys. 2. Wpływ średnicy i ilości obrotów na sprawność śmigła dla samolotu o szybkości maksymalnej 483 km/godz. i mocy 2000 KM. na każdym śmigle na wysokości 6100 m.

3—śmigła trójramienne.
4—śmigła czteroramienne.
6—śmigła sześcioramienne.

wymagane, aby zapobiec obracaniu się silników nieczynnych. Aby wziąć pod uwagę te urządzenia, należy porównać ciężary przyszłych śmigieł z ciężarami udanych i wypróbowanych śmigieł już istniejących, o wymiarach bieżących.

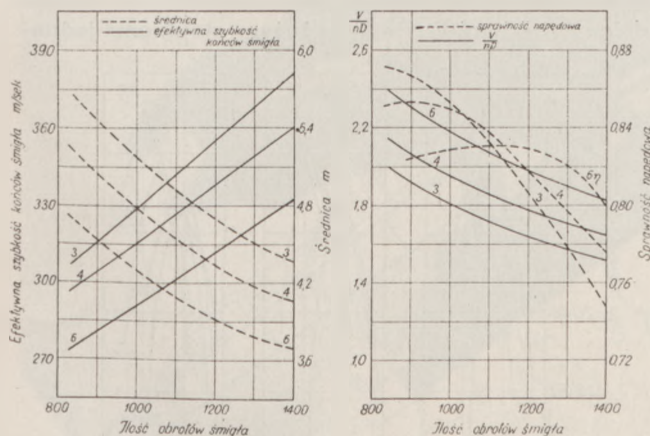
Obecne śmigła nastawne w locie Hamilton Standard posiadają stosunek ciężaru (w kilogramach) do sześcianu średnicy (w metrach) równy około 3,2 (rys. 5). Optymistycznie licząc, możemy spodziewać się zmniejszenia tego stosunku w śmigłach bardzo dużych do około 2,4, przez stosowanie ulepszonej konstrukcji. Jednak nawet ta wartość odpowiadałaby ciężarowi śmigła, przeznaczonego do mocy 2000 KM. na wysokości 6100 m, równemu 544 kg, gdyż względy aerodynamiczne wymagają średnicy ok. 6,10 m. Ciężar śmigła na jednego konia mechanicznego wynosiłby wtedy 0,27 kg/KM. zamiast obecnej wartości 0,16 kg/KM.

Ciężar śmigła będzie naturalnie tym niekorzystniejszym, im moc będzie większa od 2000 KM. Wskazane będzie zatem przy projektowaniu płatowca i zespołu napędowego, zwrócić większą uwagę na dogodne warunki pracy śmigła.

Ponieważ występowanie drgań w znacznym stopniu określa konstrukcję śmigła, najważniejszym zadaniem będzie możliwie zupełna izolacja śmigła od wszystkich źródeł poważniejszych drgań. Nie wystarczy przy tym zapewnić równomierny napęd śmigła zapomocą tłumików drgań, napędów giętkich i podobnych urządzeń, ale należy uchronić śmigło przed wzbudzaniem drgań wzdłuż i dookoła wszystkich trzech osi.

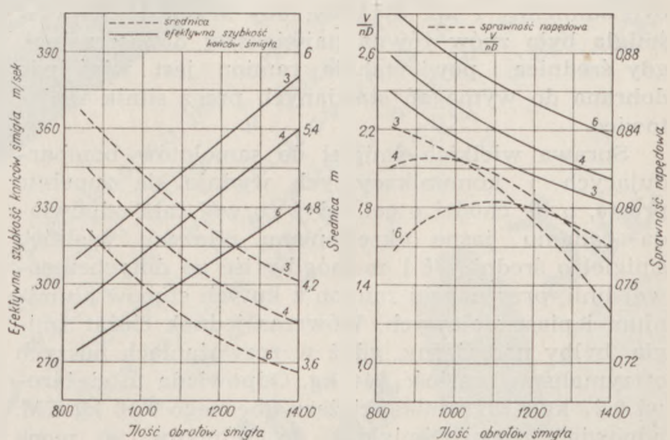
Do chwili obecnej, zagadnienie projektowania śmigła sprowadzało się do dostosowania odpowiedniego śmigła do danej kombinacji płatowiec-silnik, zestawionej mniej lub więcej niezależnie od charakterystyk śmigła. Ze względu na to, oraz, by otrzymać konstrukcję śmigła nadającą się do dostatecznie rozległego zastosowania, usiłowano z konieczności konstruować śmigła o dostatecznej wytrzymałości, tak aby były one odporne na bardzo silne drgania i nie zawodziły w wypadku nieumiejętnego użycia lub złej obsługi.

Jak wykazano wyżej, wymagania konstrukcyjne stawiane śmigłom do silników wielkiej mocy doprowadziłyby do bardzo znacznego wzrostu ciężaru śmi-



Rys. 3. Wpływ średnicy i ilości obrotów na sprawność śmigła dla samolotu o szybkości maksymalnej 563 km/godz. i mocy 2000 KM. na każdym śmigle na wysokości 6100 m.

3—śmigła trójramienne.
4—śmigła czteroramienne.
6—śmigła sześcioramienne.



Rys. 4. Wpływ średnicy i ilości obrotów na sprawność śmigła dla samolotu o szybkości maksymalnej 644 km/godz. i mocy 2000 KM na każdym śmigle na wysokości 6100 m.

3—śmigła trójramienne.
4—śmigła czteroramienne.
6—śmigła sześcioramienne.

gieł, o ile zostałaby zachowana obecna praktyka konstrukcyjna. Ciężar ten może stać się tak znaczny, że nie byłoby już uzasadnione żądać od konstruktora śmigła dostosowania śmigła do opracowanej niezależnie od niego kombinacji płatowiec - silnik, gdyż na ciężar całości prawdopodobnie korzystniej wpłynęłaby konstrukcja specjalna, zapewniająca dogodne warunki pracy śmigła.

Czy śmigło do wielkich zespołów napędowych przyszłości będzie śmigłem o bardzo wielkiej średnicy, ze znaczną redukcją obrotów wału silnika, czy konstrukcją wieloramienną z nieco wyższą szybkością obrotową, czy też pewnym typem śmigła przeciwbieżnego — to będzie zależało od szeregu czynników zawierających sprawności śmigła, ciężary, komplikacje konstrukcyjne, dopuszczalne wymiary ze względu na konstrukcję płatowca, jak również analizę naprężeń od drgań.

Niezależnie od tego, jaki kierunek rozwoju zostanie obrany, jest bardzo prawdopodobne, że szczególnie korzystna będzie możliwie staranna izolacja śmigła od silnika, gdyż rodzaje wzbudzania drgań są tak różne i tak znacznej wielkości, że wydaje się prawie niemożliwe uwolnić się od nich przez odpowiednią konstrukcję samego śmigła.

Z uwagi na duży ciężar wielkiego śmigła trójramiennego, należy uważać za pożądane rozpatrzenie trzech faz rozwoju śmigieł:

a. Wielkie śmigła o średnicy 6,1 m (20 stóp), przeznaczone do samolotów bombardujących i komunikacyjnych.
b. Śmigła sześcioramienne do małych samolotów.
c. Śmigła przeciwbieżne.

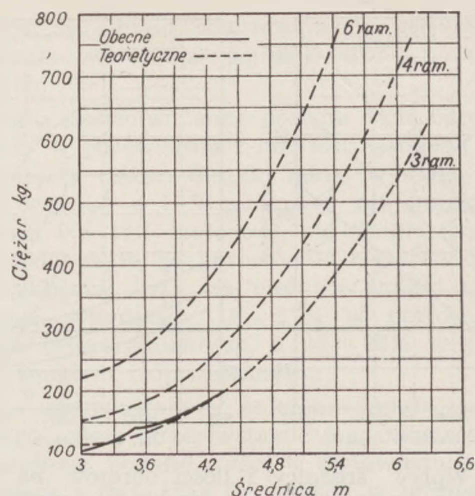
W tym miejscu należy zwrócić uwagę na fakt, że dla śmigła sześcioramiennego potrzebny jest inny reduktor, niż dla śmigła trójramiennego. Gdyby do obu rodzajów śmigieł użyty został ten sam reduktor, wówczas konstrukcja sześcioramienna byłaby znacznie cięższa i pozwoliłaby jedynie na zmniejszenie średnicy śmigła o ok. 15%.

Śmigło trójramienne można użyć bardzo dobrze z reduktorem, pozwalającym na osiągnięcie największej dopuszczalnej szybkości końców śmigła, gdy średnica i powierzchnia ramion jest właściwie dobrana do charakterystyk silnika i płatowca.

Reduktor dla śmigła sześcioramiennego powinien być odmienny i tak dobrany, aby szybkość końców śmigła była znów równa największej dopuszczalnej, gdy średnica i powierzchnia ramion jest właściwie dobrana do wymagań stawianych przez silnik i płatowiec.

Sprawa wielkich śmigieł do samolotów bombardujących i komunikacyjnych wydaje się zupełnie prosta, o ile chodzi o cel, gdyż rozwój taki odpowiada żądaniu jasno określonemu. Rozwój wielkich śmigieł o średnicy 6,1 m mógłby iść po dotychczasowej linii, przy użyciu ramion z kutych stopów aluminium i piast stalowych. Wówczas jednak ciężar śmigła byłby nadmierny, gdyż w rozważaniach naszych otrzymaliśmy wartość 544 kg. Odpowiada to ciężarowi 0,27 kg/KM, zamiast ciężaru obecnego 0,16 kg/KM. odpowiadającego śmigłom do silników o mocy 1000 KM. A zatem zadanie polega przede wszystkim na zmniejszeniu ciężaru, przy jednoczesnym zachowaniu zadawalających warunków naprężeń.

Pierwszym krokiem w kierunku zmniejszenia ciężaru śmigła powinna być jego izolacja od niezwykle



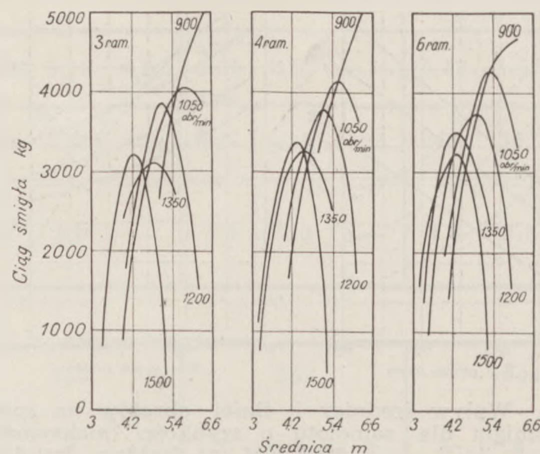
Rys. 5. Wpływ średnicy na ciężar śmigieł trój- czteroi sześcioramiennych.

silnego wzbudzania drgań, pochodzącego od silnika. Jednym ze sposobów osiągnięcia tego celu mogłoby być umieszczenie śmigła w niezależnym łożysku zewnętrznym, odpowiednio izolowanym od drgań. Równocześnie jednak napęd śmigła musiałby być nadzwyczaj giętki, a nadto zawierać odpowiednie tłumiki drgań.

Gdybyśmy usunęli najsilniejsze źródła wzbudzania drgań, moglibyśmy prawdopodobnie konstruować śmigła o ciężarze zmniejszonym o jedną trzecią w porównaniu do ciężaru obecnego, tak, że ciężar na konia mechanicznego mógłby być obniżony do ok. 0,19 kg/KM, co byłoby już porównywalne z obecną wartością 0,16 kg/KM.

Obecnie panuje opinia, że najbardziej obiecującą drogą do zmniejszenia ciężaru byłoby zastosowanie ramion pełnych ze stopu magnezu, albo też ramion półdrążonych ze stopu aluminium. W razie użycia stopu magnezowego prawdopodobnie usiłowanoby zastosować części ze stopu aluminiowego w piaście śmigła. Podstawowe prace doświadczalne powinny w tym przypadku pójść w kierunku przystosowania konstrukcji do właściwości tych materiałów.

Na szczęście, nasi przyjaciele metalurgowie zrobili duże postępy w poznawaniu własności tego metalu i mogą obecnie dostarczać materiał z dobrymi własnościami mechanicznymi i z dużym stopniem jedno-



Rys. 6. Wpływ średnicy śmigła na ciąg w miejscu śmigieł trój- czterο- i sześcioramiennych, pochłaniających 2300 KM przy starcie.

rodności. Ze specjalnym uznaniem należy podkreślić wysiłki I. G. Farbenindustrie, przodującej w tej pracy.

Jako alternatywa do użycia metali lekkich niewątpliwie zostanie zwrócona baczna uwaga na możliwość zastosowania konstrukcji stalowej drążonej, spawanej lub ciągnionej. Zagadnienie drgań stanie się jednak dla konstrukcji stalowej drążonej jeszcze bardziej złożone, wskutek koniecznego użycia cienkich ścianek, co może doprowadzić do niezależnych drgań małych części konstrukcji.

Rozwój materiałów plastycznych również pozwala spodziewać się pewnych możliwości obniżenia ciężaru przez użycie niektórych z nich. Przy ocenie ostatecznej konstrukcji konieczne będzie jednak wziąć pod uwagę, że ramiona wykonane z tego rodzaju materiału muszą być grubsze od ramion metalowych, przez co sprawność może być nieco obniżona. Ważkim zarzutem może być również to, że materiały te są nieodkształcalne, tak że odpryskują one w sposób niebezpieczny, nawet w razie lekkiego wypadku samolotu, podczas gdy ramiona metalowe odkształcają się, ale nie rozpryskują.

Zwiększenie ilości ramion

W uzupełnieniu zastosowania śmigła trójramiennego o wielkiej średnicy przeprowadzono rozważania nad zastosowaniem większej ilości ramion.

Dla wybranego przez mnie do dyskusji przykładu przeprowadziłem rozważania nad zastosowaniem czterech i sześciu ramion.

Jeśli dla śmigła sześcioramiennego zostanie wybrany inny reduktor, wówczas szybkość jego końców może być mniej więcej taka sama, jak dla wielkiego śmigła trójramiennego, przez co można osiągnąć znaczne zmniejszenie ciężaru. Istotnie, ciężar śmigła na konia mechanicznego dla silnika o mocy 2000 KM. staje się porównywalny z odpowiednią wartością dla śmigieł budowanych przez nas obecnie do mocy 1000 KM.

Śmigło sześcioramienne będzie naturalnie miało nieco niższą sprawność od śmigła trójramiennego z powodu większej szybkości strumienia zaśmigłowego, a więc większej straty ilości ruchu. Ten spadek sprawności jest rzędu 4% dla wartości stosunku V/nD, które nas interesują, i nie jest nadmierny dla pewnych typów samolotów, w których zysk na ciężarze śmigła i zmniejszenie oporu płatowca, uzyskane dzięki bardziej zwartej konstrukcji, umożliwionej przez mniejszą średnicę śmigła, może przeważyć stratę na sprawności śmigła.

Dla samolotów o dużym zasięgu natomiast strata 4% sprawności śmigła jest bardzo poważna z uwagi na znaczenie zużycia paliwa.

Znacznie większe znaczenie dla samolotów o dużym zasięgu posiada strata na ciągu w miejscu (rys. 6 i 7), który posiada wielki wpływ na własności startu samolotu. Strata ta może dochodzić do 30% dla śmigła sześcioramiennego, a ponieważ samoloty o dużym zasięgu zazwyczaj posiadają start w najlepszym razie trudny, przeto wydaje się nieprawdopodobne, aby można było się zgodzić na tak mały ciąg w miejscu. Strata ciągu w miejscu spowodowana jest głównie wzrostem szybkości strumienia zaśmigłowego i jest nieuniknionym następstwem zastosowania mniejszej średnicy. Ze względu na poważne straty ciągu w miej-

scu, wydaje się nieprawdopodobne, aby można było stosować śmigła sześcioramienne na wielkich samolotach bombardujących lub komunikacyjnych.

Dla samolotów małych, o stosunkowo małym obciążeniu mocy, pogorszenie startu nie powinno stanowić poważnej objekcji, a strata 4% sprawności przy szybkości maksymalnej nie wydaje się nadmierna. Gdy porównamy te straty z zyskiem na ciężarze i z korzyścią mniejszej średnicy śmigła, wówczas typ sześcioramienny wydaje się korzystny dla małych samolotów.

Kwestia, czy dla małych samolotów należy opracować układ sześcioramienny, czy też przeciwbieżny, zależy od tego, w jakim stopniu moment obrotowy będzie zawadą, w samolotach małych zaopatrzonych w wielkie silniki. Gdyby momentu tego nie można było opanować, wówczas zastosowanie śmigła wieloramiennego dawałoby małe korzyści. Rozwiązanie tego pytania jest ważne z punktu widzenia konstruktora śmigła. Jedynym doświadczeniem z silnikami pojedyńczymi o mocy 2000 KM. na małych samolotach stanowi, o ile nam wiadomo, wyścig o puchar Schneider'a. W tym przypadku moment obrotowy był podobno bardzo krytyczny i niezadawalający.

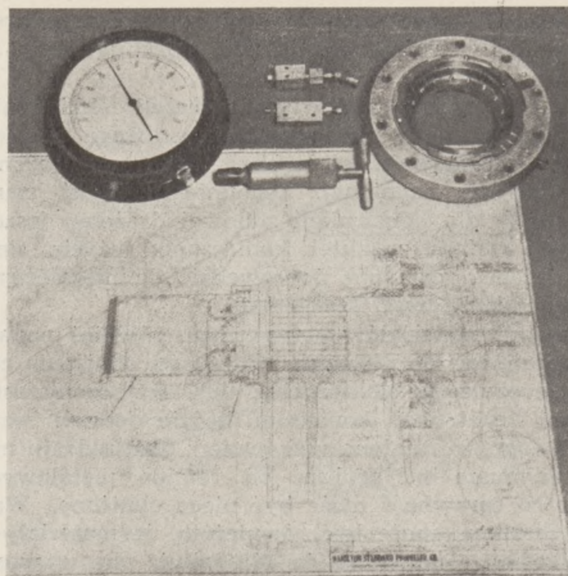
Należy jednak wziąć pod uwagę, że samoloty wyścigowe w pucharze Schneider'a nie miały śmigieł nastawnych w locie, tak, że do startu konieczne było użycie pełnego momentu obrotowego. Zastosowanie śmigła wieloramiennego również poprawi sytuację pod względem momentu obrotowego, gdyż mniejsza średnica śmigła pozwoli na większą ilość obrotów, a więc na mniejszy moment.

Jest rzeczą prawdopodobną, że przy stosowaniu śmigła o stałych obrotach ze znacznym zakresem zmiany skoku zachodzić będą bardzo korzystne warunki startowe. Możliwe, że start będzie zadowalający dla celów wojskowych przy utrzymywaniu obrotów maksymalnych i przy użyciu tylko ok. 1400 KM. W tym przypadku moment obrotowy nie byłby gorszy, niż dla silników obecnych, posiadających moc startową 1400 KM.

Innym sposobem uniknięcia nadmiernego momentu obrotowego byłoby, oczywiście zastosowanie 2-ch mniejszych silników przeciwbieżnych, albo użycie jednego silnika z przekładnią napędzającą po jednym śmigle na każdym płacie.

Konstrukcja piasty nastawnej sześcioramiennej sprowadzałaby się przede wszystkim do problemu dostosowania piasty do umieszczenia w niej sześciu ramion mniej lub więcej konwencjonalnych. Zupełna izolacja od drgań powinna jednak pozwolić na użycie cieńszych trzonów ramion, niż obecnie, co dałoby znaczne zmniejszenie ciężaru piasty. Określenie, jak daleko możemy pójść w tym kierunku, będzie wymagało dość obszernego programu badań, dotyczących sposobu przeprowadzania prób i pomiarów naprężeń.

Krzywe (rys. 1) wskazują, że w wypadku śmigła sześcioramiennego potrzebne byłoby śmigło o średnicy nieco większej od 4,27 m, przy szybkości maksymalnej 402 km/godz i ograniczeniu szybkości końców śmigła do 314 m/sek. Dla szybkości 644 km/godz natomiast, średnica 3,81 m wydaje się wystarczająca. przy czym wartość tę możnaby obniżyć do 3,66 m bez znaczniejszej straty sprawności. Odpowiadający temu ciężar byłby rzędu wielkości 318 kg, co z grubsza odpowiada obecnemu ciężarowi na konia mechanicznego.



Rys. 7. Ciągomierz śmigłowy oddaje duże usługi przy pomiarach ciągu śmigła przy małych szybkościach wiatru i przy dokładniejszym określaniu wpływu wysokości na oderwanie spowodowane ściśliwością powietrza.

Śmigła przeciwbieżne

Zasadnicza zaleta śmigła przeciwbieżnego zdaje się polegać na usunięciu reakcji momentu obrotowego w samolotach jednosilnikowych o stosunkowo małych wymiarach. Ponadto istnieje jeszcze mały zysk wskutek usunięcia wirowania strumienia zaśmigłowego. Teoria ilości ruchu wskazuje, że zysk ten może być rzędu 1%, natomiast pomiary tunelowe zdają się wskazywać na nieco większy zysk.

Śmigłu przeciwbieżnemu można postawić ten sam zarzut, co i śmigłu wieloramiennemu, mianowicie poważnej straty ciągu przy starcie. Może to nie być istotne dla małych samolotów, ale jest bardzo ważne dla samolotów przeznaczonych do transportu wielkich ciężarów, jak np. samoloty komunikacyjne i bombardujące.

Śmigło przeciwbieżne posiada lepszą sprawność, niż śmigło sześcioramienne, jest jednak gorsze od wielkiego śmigła trójramiennego, tak, że wydaje się nieprawdopodobne, aby śmigło tego rodzaju mogło być zastosowane na samolotach, przeznaczonych do transportu wielkich ciężarów.

Poważnym zarzutem, który można postawić śmigłu przeciwbieżnemu, jest wprowadzenie nowego, dodatkowego źródła wzbudzania drgań śmigła. Według naszego zdania, należy wszelkimi sposobami starać się unikać wzbudzania drgań. Bez szeregu rozległych doświadczeń nie można ocenić, w jakim stopniu poważny okaże się ten problem, byłoby jednak nierozsądnie zbytnio liczyć na powodzenie układu przeciwbieżnego, zanim punkt ten zostanie rozstrzygnięty.

Doświadczenia z tym układem ograniczyły się w ostatnich latach do śmigieł Fiat na samolotach wyścigowych. Śmigła te z pewnością były dobrze dostosowane do zamierzonego celu, nie pracowały jednak dostatecznie długo, aby pozwolić na ocenę kumulacyjnych wpływów naprężeń od drgań, mogących doprowadzić do zmęczenia ramion.

Śmigło przeciwbieżne stanowi również poważny problem mechaniczny ze względu na konstrukcję

przekładni i łożysk wałów śmigła, oraz na wykonanie mechanizmu zmiany skoku. Zagadnienia te mogą być niewątpliwie rozwiązane odpowiednim nakładem pomysłowości i wysiłków przy konstrukcji i rozwoju tego rodzaju śmigła.

Z uwagi na liczbę kwestii, związanych z rozwojem śmigła przeciwbieżnego, uważałbym to za zagadnienie, wymagające większego przedsięwzięcia. Nawet w obecnych warunkach jest rzeczą prawie niemożliwą upewnić się o bezpieczeństwie śmigieł, a nie znamy dotąd żadnej metody badania, zapewniającej bezpieczeństwo układu przeciwbieżnego.

Z punktu widzenia bezpieczeństwa lotu, który jest bardzo ważny także dla samolotów wojskowych, wydaje się nadzwyczaj wskazane, aby każdy system śmigieł przeciwbieżnych poddany był szeregowi bardzo surowych prób, zanim zostanie oddany do użytkowania. Ze względu na trudność przewidywania zjawisk zmęczeniowych, próby te prawdopodobnie musiałyby obejmować okres paru lat.

Śmigła o skoku nastawnym i śmigła o stałych obrotach

Zalety i sposób działania śmigieł o skoku nastawnym są obecnie tak dobrze znane, że dyskusja tego przedmiotu wydaje się prawie niepotrzebna. Jednakże śmigła o stałych obrotach nie są jeszcze tak szeroko używane w Europie, jak w Ameryce i dlatego warto może w paru słowach omówić przyczyny, które doprowadziły do rozwoju tej konstrukcji, oraz podać niektóre jej charakterystyki użytkowania.

Wprowadzenie pierwotnego śmigła o skoku nastawnym Hamilton Standard pozwoliło pilotowi na wybór dwóch nastawień skoku, a tym samym rozwiązało zagadnienie uniknięcia niekorzystnych dla ciągu śmigła warunków przy starcie nowoczesnych samolotów o dużej szybkości, które zazwyczaj zaopatrzone są w śmigła o dużym skoku, dostosowane do warunków szybkości maksymalnej i przelotowych. Ten duży skok z dwóch przyczyn powoduje straty na ciągu przy starcie: po pierwsze, charakterystyki śmigła są tego rodzaju, że silnik nie może osiągnąć obrotów nominalnych, co powoduje w następstwie stratę na mocy; po drugie, duże kąty nastawienia skoku pociągają za sobą nadzwyczaj niską sprawność śmigła. Oba te warunki można było poprawić przez zastosowanie mniejszego skoku przy starcie, a strona praktyczna zagadnienia została rozwiązana w prosty sposób przez zastosowanie śmigła pozwalającego na dwa nastawienia skoku.

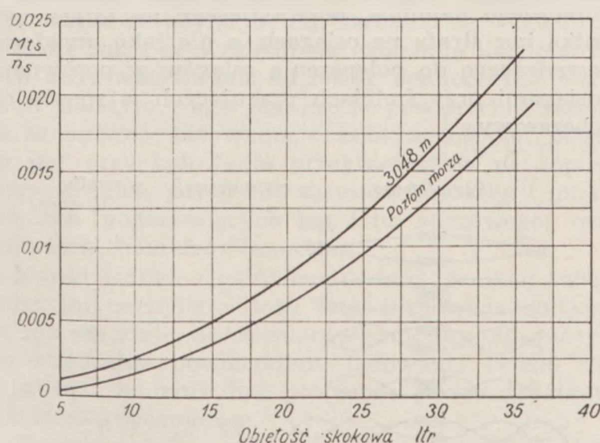
Dwa zmieniane według woli pilota nastawienia skoku ciągle jednak były nastawieniami kompromisowymi, a ponieważ mechanizm zmiany skoku w locie został już opracowany, uznano za pożądane wprowadzenie dalszego udoskonalenia, które pozwoliłoby na ciągłą zmianę skoku, w zależności od różnych warunków lotu.

Przy doborze odpowiedniego nastawienia skoku śmigła należy brać pod uwagę szereg czynników, jak: szybkość postępowa samolotu, ilość obrotów śmigła, średnie ciśnienie efektywne silnika, zużycie paliwa przez silnik, gęstość powietrza, sprawność śmigła itp.

Ponieważ wszystkie te czynniki zmieniają się szybko w locie i każdy dobór skoku wymagałby dość złożonego rachunku, nie wydawało się praktyczne obarczać pilota dodatkowym obowiązkiem doboru skoku i nastawiania śmigieł. Odnosi się to zwłaszcza do samolotów wielosilnikowych i stwarza szczególnie trudne warunki w czasie startu i ewolucyj samolotów bojowych.

Bardzo pożądane wydawało się więc zastosowanie urządzenia samoczynnie wykonywującego te zmiany skoku, które należy przeprowadzić szybko, ale jednocześnie pozostawiającego pilotowi pewien wpływ na urządzenie samoczynne przy większych zmianach stanu lotu.

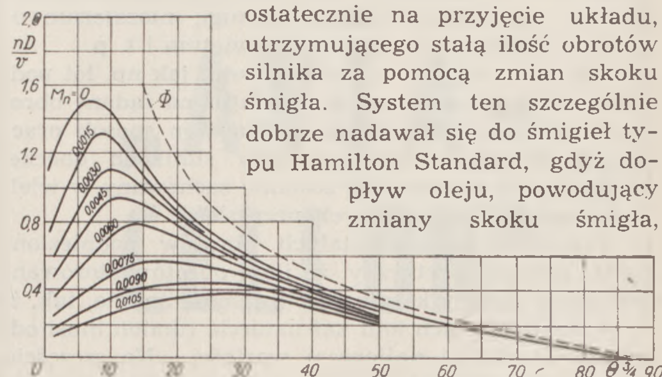
Rozpatrzono znaczną liczbę rozmaitych systemów samoczynnej zmiany skoku i zdecydowano się ostatecznie na przyjęcie układu, utrzymującego stałą ilość obrotów silnika za pomocą zmian skoku śmigła. System ten szczególnie dobrze nadawał się do śmigieł typu Hamilton Standard, gdyż dopływ oleju, powodujący zmiany skoku śmigła,



Rys. 8. Typowe wartości momentu tarcia silników lotniczych w funkcji objętości skokowej.

$$\frac{M_{ts}}{n_s} = V\,(15{,}4\,V + 0{,}0395\,h - 5) \cdot 10^{-6}$$

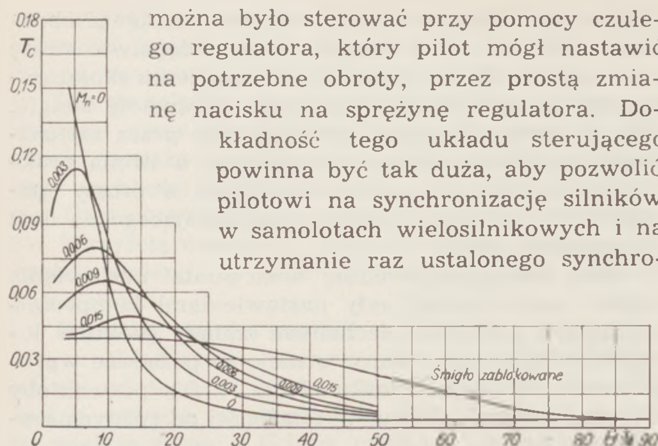
M_{ts} — moment tarcia silnika w kilogramometrach.
n_s — ilość obrotów silnika na minutę
V — objętość skokowa w litrach.
h — wysokość w metrach.



Rys. 9. Wartości $\frac{n\,D}{v}$ dla śmigieł napędzanych jako wiatrak, napędzających silniki z różnymi współczynnikami momentu.

$$M_n = \frac{1720 \cdot \frac{M_t}{n}}{\rho/\rho_0 \cdot v \cdot D^{1}}; \qquad \frac{M_t}{n} = \frac{M_{ts}}{n_s} \cdot \frac{1}{\Psi^2};$$

M_t — moment tarcia śmigła w kilogramometrach.
M_{ts} — moment tarcia silnika w kilogramometrach.
n — ilość obrotów śmigła na minutę.
n_s — ilość obrotów silnika na minutę.
v — szybkość lotu w km/godz.
ρ, ρ_0 — gęstość powietrza na wysokości i przy ziemi.
D — średnica śmigła w metrach.
Ψ — przekładnia reduktora.
$\theta_{3/4}$ — kąt nastawienia śmigła na ¾ promienia.



Rys. 10. Ciąg ujemny (opór) śmigieł napędzanych jako wiatrak przy różnych współczynnikach momentu.

$$T = \frac{9{,}65 \cdot T_c \cdot v^2 \cdot D^2 \cdot \rho / \rho_0}{10^3}$$

T — ciąg w kilogramach.
T_c — współczynnik ciągu.
Inne oznaczenia jak na rysunku 9.

można było sterować przy pomocy czułego regulatora, który pilot mógł nastawić na potrzebne obroty, przez prostą zmianę nacisku na sprężynę regulatora. Dokładność tego układu sterującego powinna być taka duża, aby pozwolić pilotowi na synchronizację silników w samolotach wielosilnikowych i na utrzymanie raz ustalonego synchronizmu w różnych warunkach lotu. Układ utrzymujący stałą ilość obrotów wydawał się jedynym spełniającym powyższe wymagania, został więc przyjęty dla konstrukcji Hamilton Standard.

Największa dopuszczalna ilość obrotów w silnikach lotniczych odpowiada zazwyczaj mocy maksymalnej. Gdy więc samolot znajduje się w stanie lotu, wymagającym poboru mocy maksymalnej, jak przy starcie lub w pewnych ewolucjach, regulator stałych obrotów zostaje nastawiony na obroty maksymalne i nie wymaga już żadnych poprawek ze strony pilota. Regulator utrzymuje samoczynnie wymagane obroty silnika, bez żadnej dalszej obsługi, niezależnie od zmian szybkości lotu, gęstości powietrza i t. p.

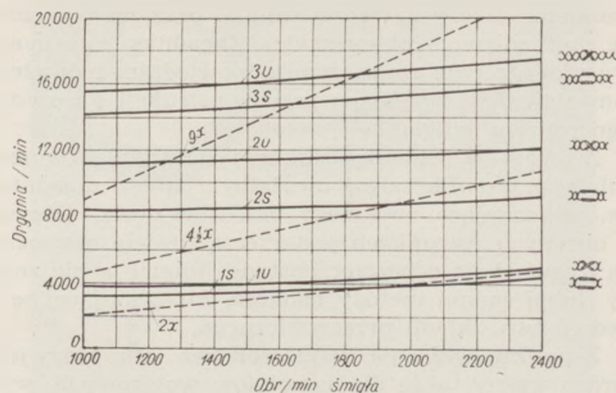
Gdy pożądany jest inny stan lotu, jak np. lot podróżny, pilot znów nastawia regulator na żądane obroty, bez dalszej obsługi urządzenia. Ten sposób pracy okazał się tak zadawalający przy silnikach obecnej wielkości, że z pewnością zostanie zachowany w wielkich zespołach napędowych przyszłości.

Przeciwko zasadzie stałych obrotów podniesiony został zarzut teoretyczny, że ilość obrotów sterowana jest przez zmiany kąta natarcia ramion śmigła, tak, że w pewnych stanach lotu kąt natarcia ramion musi odbiegać od swojej najlepszej wartości. Na szczęście, można zmieniać kąt natarcia w dość szerokich granicach bez znaczniejszej zmiany sprawności, tak, że z tego powodu w praktyce nie ma strat wyczuwalnych.

Zalety zasady stałych obrotów znalazły już rozległe zastosowanie w dziedzinie lotnictwa komunikacyjnego. Zasada ta prawdopodobnie przedstawia jeszcze większe korzyści dla lotnictwa wojskowego, gdyż pozwala na wyzyskanie pełnej mocy silnika podczas szybkich ewolucyj i zapobiega przeciążeniu silnika w locie nurkowym, utrzymując obroty silnika w granicach dopuszczalnych.

Ustawienie śmigła w chorągiewkę

Na temat korzyści, które można osiągnąć przez ustawienie w chorągiewkę śmigieł silników nie pracujących w locie, ukazało się dużo przesadzonych roz-



Rys. 11. Częstotliwości drgań w miejscu z poprawkami na siłę odśrodkową. Ramię 6095-6.

ważań. Polecano stosowanie tego urządzenia na samolotach wielosilnikowych, utrzymując, że osiągi z jednym silnikiem niepracującym mogą być znacznie polepszone przez takie nastawienie skoku śmigła, aby cięciwa profilu była w przybliżeniu równoległa do kierunku lotu.

Bliższa analiza wykazała jednak, że jest to słuszne tylko dla samolotów o małej szybkości, gdzie kąty nastawienia śmigła są bardzo małe. Gdy kąt nastawienia na trzech czwartych promienia śmigła przekracza 30°, zysk jest bardzo mały, a dla nastawienia większego od 35° nie mogliśmy zmierzyć żadnej różnicy między osiągami ze śmigłem ustawionym w chorągiewkę, a osiągami ze śmigłem napędzanym jako wiatrak (rys. 9 i 10).

Może być jednak rzeczą konieczną zahamować obrót silnika w locie w wypadku uszkodzenia pewnych części, które mogłyby wywołać niebezpieczne obciążenia, gdyby silnik w dalszym ciągu mógł się obracać. Gdy obrót silnika zostaje zatrzymany za pomocą hamulca wzrasta znacznie opór śmigła, a ten wzrost oporu powoduje pewien spadek osiągów samolotu. Obrót silnika można również zatrzymać przez ustawienie śmigła w chorągiewkę, bez żadnej straty na osiągach. Użyteczność ustawienia śmigła w chorągiewkę należy zatem oceniać z punktu widzenia jego wartości jako skutecznego hamulca, pozwalającego na zatrzymanie silnika bez straty na osiągach, a nie jako urządzenia prowadzącego do polepszenia osiągów w porównaniu z osiągami przy śmigłach pracujących w sposób dotychczasowy.

Rodzaj drgań	c (Theodorsen)	c (Hamilton Standard)
	1,7	1,5
	2,34 *	–
	6,2	6,2
	–	–
	12,2	12,2
	8,73 *	8,9

Rys. 12. Wpływ siły odśrodkowej na częstotliwości drgań własnych obracających się ramion śmigła. Współczynnik poprawki na działanie siły odśrodkowej dla różnych rodzajów drgań giętnych:

$$f_R = \sqrt{f_0^2 + c\,n^2}$$

Wartości oznaczone * obliczono metodą Theodorsena.

W swoim czasie proponowano stosować ustawienie w chorągiewkę na samolotach wielosilnikowych o dalekim zasięgu, na których silniki miały pracować przy 30 ÷ 40% mocy maksymalnej. Sądzono, że na samolotach tego typu śmigła niektórych silników możnaby ustawić w chorągiewkę, aby zatrzymać silnik i zmniejszyć do minimum opór śmigła, pozostałe zaś silniki mogłyby pracować przy nieco większej mocy, co miało zmniejszyć ich zużycie właściwe paliwa. Stosowane obecnie śmigło o stałych obrotach z dużym zakresem zmiany skoku umożliwia pracę silników przy najlepszym dla małego zużycia jednostkowego paliwa stosunku obrotów i średniego ciśnienia efektywnego, nawet przy pobieraniu bardzo małej mocy. Zatrzymanie zatem części silników ze względu na ekonomię paliwa nie daje obecnie żadnej korzyści, i takie zastosowanie ustawienia w chorągiewkę nie wydaje się pożądane.

Ustawienie w chorągiewkę nie ma więc żadnego zastosowania w normalnym użytkowaniu, i należy je uważać za urządzenie bezpieczeństwa, przewidziane dla zabezpieczenia samolotu od uszkodzeń przez wstrząsy, wywołane przez uszkodzenie pewnych części silnika. Usuwając jednak to niebezpieczeństwo, ustawianie w chorągiewkę wprowadza nowe ryzyko wskutek możliwości złego działania urządzenia, albo błędów ze strony pilota. Konstrukcja śmigła ustawialnego w chorągiewkę powinna przewidzieć zmniejszenie do minimum tego ryzyka, gdyż w przeciwnym razie nowe niebezpieczeństwo może być większe od dawnego.

Wydaje się, że sprawa stosowania śmigieł ustawialnych w chorągiewkę jest zupełnie jasna dla samolotów komunikacyjnych o wielkim zasięgu, jak samoloty transatlantyckie, gdzie lądowania przymusowe nie są możliwe. Sprawa nie jest tak jasna dla samolotów komunikacyjnych małego zasięgu lub dla samolotów wojskowych.

Odwracanie skoku śmigła jako środek skrócenia dobiegu przy lądowaniu

Samoloty dużych wymiarów muszą posiadać wysoką jakość aerodynamiczną, zarówno ze względu na szybkość jak i ze względu na ekonomię lotu podróżnego, gdyż wpływa ona na zasięg. Jednocześnie wzrasta w dalszym ciągu obciążenie powierzchni nośnej, tak że szybkość lądowania, oraz skłonność do „niesienia się“ przy lądowaniu przekraczałyby już dopuszczalne granice, gdyby nie zastosowanie klap i innych urządzeń pogarszających kąt lotu ślizgowego, oraz, oczywiście, hamulców na koła.

Nawet jednak z hamulcami i urządzeniami zwiększającymi pochylenie toru lotu ślizgowego zbliżamy się, jak się zdaje, do rozmiarów samolotu, dla których rozporządzalna powierzchnia lądowania będzie zbyt mała, tak, że może być potrzebne jakieś dodatkowe urządzenie opóźniające.

Zaproponowane więc zostało tak znaczne przestawianie skoku śmigła, aby otrzymać ciąg ujemny, co spowodowałoby bardzo skuteczne hamowanie. Pomiary tunelowe pokazały, że odwrotny ciąg śmigła w tych warunkach jest parę razy większy od ciągu w warunkach normalnych, tak, że możliwe jest w pewnych wypadkach uzyskanie opóźnienia wynoszącego ½ g.

Próby w locie wykonane parę lat temu z samolotem bez hamulców pokazały, że śmigło ze skokiem

Rys. 13. Drgania skrętne silnika i wału wykorbionego dla silnika doświadczalnego 1400 KM z przekładnią reduktora 0,5, napędzającego śmigło trójramienne o skoku nastawnym i średnicy 3,81 m. Pomiary wykonane torsjografem elektromagnetycznym dużej szybkości M. I. T. (Massachusetts Institute of Technology).

odwróconym skraca dobieg przy lądowaniu do około ⅓ wielkości pierwotnej.

Nie ma wątpliwości, że zastosowanie śmigła jako hamulca przy lądowaniu byłoby bardzo skuteczne. Związane są z tym jednak pewne niebezpieczeństwa, gdyż niewłaściwe użycie lub złe działanie łatwo mogłoby doprowadzić do wypadków. Mimo to, nie można odrzucać możliwości stosowania śmigła ze skokiem odwracalnym i możliwą jest rzeczą, że wielkie samoloty przyszłości będą musiały korzystać z tego rodzaju urządzenia.

Śmigło zbudowane do tego celu będzie niewątpliwie musiało przestawiać skok bardzo szybko, a przestawianie skoku z położenia zwykłego do odwróconego i odwrotnie będzie musiało odbywać się bezpiecznie i niezawodnie.

Metody zapewniania bezpieczeństwa śmigieł

Najtrudniejszym niewątpliwie zagadnieniem dotyczącym śmigła jest sposób określenia jego bezpieczeństwa przed oddaniem śmigła do użytkowania. Nie można sobie pozwolić na kroczenie drogą prób i błędów, gdyż uszkodzenie śmigła pociąga za sobą tak poważne konsekwencje, że może to spowodować stratę życia ludzkiego, ponadto zaś, na danym typie samolotu i silnika może zajść szereg uszkodzeń, zanim można określić właściwe środki zapobiegawcze. Jest zatem rzeczą nadzwyczaj ważną ustalić pewne kryterium bezpieczeństwa dla śmigieł nowego typu.

Rys. 14. Amplituda drgań pionowych przedniego końca silnika.

Rys. 15. Amplituda drgań w przód i w tył przedniego końca silnika.

Rys. 16. Amplituda drgań bocznych przedniego końca silnika. Pomiary wykonane przyrządem elektromagnetycznym do pomiarów liniowych systemu M.I.T. Sperry.

Dla ustalenia zadowalającego kryterium pracowaliśmy w całym szeregu kierunków, gdyż jest to istotnie najpoważniejsze zagadnienie, z którym spotyka się konstruktor śmigła.

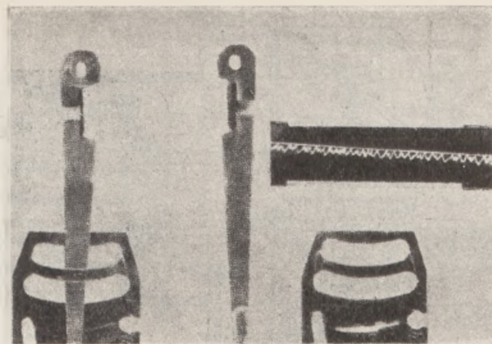
Poniżej podane są niektóre metody, którymi posługiwaliśmy się w tym celu:

1. Metoda porównań statystycznych, w której porównywa się sprawozdania z pracy wielkiej liczby śmigieł udanych i próbuje się następnie przewidzieć przez analogię bezpieczeństwo nowej konstrukcji. Zagadnienie obciążeń śmigła jest tak złożone i wiedza nasza tak ograniczona, że metoda ta dała już bardzo cenne wyniki w przeszłości i da niewątpliwie jeszcze w przyszłości. Ma ona jednak tę wadę, że nie pozwala na większe odstępstwa od typów już wypróbowanych. Postępy w konstrukcji silników i samolotów są obecnie tak szybkie, że wartość metody statystycznej została znacznie zmniejszona.

2. Obliczenie naprężeń statycznych i sprężystych w śmigle. Obliczenia takie powinny oczywiście być wykonywane z reguły, służą jednak tylko do tego, aby usunąć najbardziej rzucające się w oczy błędy konstrukcji i mają mniejszą wartość,



Rys. 17. Badania fotoelastyczne rozkładu naprężeń w trzonie ramienia śmigła o skoku nastawnym.



Rys. 18. Naprężeniomierz rysikowy de Forest'a (widok przyrządu i jego wykres).

jeśli chodzi o przewidywanie złamań zmęczeniowych.

3. Próby nadobrotów na hamowniach. Dawniej próby te były wykonywane przy użyciu silników elektrycznych z równomiernym momentem obrotowym. Próby te były bardzo użyteczne dla badania drgań i t. p., ale nie zadawalniały, o ile chodzi o przewidywanie wpływów zmęczeniowych.

Obecnie proponowane jest połączenie próby nadobrotów z urządzeniem pozwalającym na sztuczne wzbudzanie drgań o regulowanej amplitudzie.

4. Krótkotrwałe próby przeciążenia na silniku. Ten rodzaj próby jest prawdopodobnie najbardziej użyteczną prostą próbą, ale jest on praktycznie trudny do przeprowadzenia z powodu szybkiego zniszczenia silników użytych do prób.

5. Długotrwałe próby na silniku przy mocy normalnej. Ze względu na potrzebne czas i koszty jest praktycznie niemożliwe stosować ten rodzaj prób. Dużo śmigieł pracuje obecnie już po 4.000 i 6.000 godzin, tak, że jedna taka próba trwałaby więcej niż rok.

6. Badanie krytycznych częstotliwości drgań, aby stwierdzić możliwość powstawania rezonansu. Metoda ta jest obecnie stosowana z reguły i będzie niewątpliwie jeszcze bardziej użyteczna, gdy nauczymy się interpretować wyniki. Nie obracające się śmigła zostają wzbudzane przy różnych częstotliwościach i wprowadzone zostają poprawki uwzględniające wpływ siły odśrodkowej. Częstotliwości te zostają następnie porównane ze znanymi źródłami wzbudzania pod względem możliwości powstania zjawisk rezonansu.

7. Metody stwierdzenia rzeczywistego powstawania drgań rezonansowych w śmigłach obracających się. Metody te przewidują użycie stroboskopów mechanicznych i świetlnych, lusterek, fotografii migawkowych i t. p.

8. Pomiar wzbudzania silnika. Z reguły mierzy się teraz częstotliwości skrętne w układzie wału wykorbionego. Metoda ta została rozszerzona przez pomiary ruchów silnika wzdłuż i naokoło trzech osi w przestrzeni. Dane te przedstawiają dla konstruktora śmigieł wielką wartość.

9. Pomiar naprężeń od drgań w śmigle. Wszystkie inne kryteria i metody prób mają na celu stwierdzenie, czy istnieją warunki mogące wywołać duże naprężenia od drgań w ramionach śmigła. Jeśli naprężenia te są mierzone bezpośrednio, można opracować nadzwyczaj cenne kryterium bezpieczeństwa.

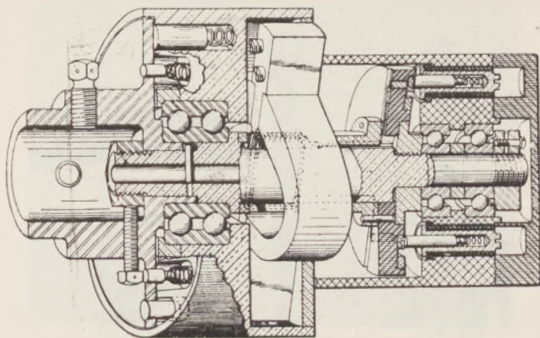
Mieliśmy dużo doświadczeń z próbami śmigieł na różnych hamowniach napędzanych przez silniki elektryczne. Na hamowniach tych można zazwyczaj kręcić śmigła z ogromnym poborem mocy bez żadnych uszkodzeń. Śmigło tej samej konstrukcji zawodzi jednak często po krótkiej pracy na silniku spalinowym o stosunkowo małej mocy.

Przykładem takiego wypadku było małe śmigło o średnicy 2,74 m z ramionami ze stopu magnezowego. Śmigło to zostało zaprojektowane dla silnika gwiazdowego chłodzonego powietrzem, siedmiocylindrowego, o mocy 225 KM. To małe śmigło zostało poddane różnym próbom przeciążenia i pracowało kolejno przez okresy 10-cio godzinne na hamowni napędzanej elektrycznie przy mocy 600, 800, 1000 i 1200 KM. Ponieważ śmigło nie wykazało przy końcu tej próby żadnych oznak zniszczenia, zostało poddane pracy w okresach jednogodzinnych przy mocy kolejno 1300, 1400, 1500, 1600 i 1700 KM. Przy końcu okresu mocy 1700 KM stwierdzono, że śmigło posiada małe pęknięcie poprzez głęboki karb w pobliżu końca ramienia, który spowodowany został przez uderzenie o kamień na początku próby. Część środkowa ramienia nie wykazała żadnego zniszczenia.

Ponieważ próba ta wskazywała na znaczny nadmiar wytrzymałości, poddano identyczne śmigło próbie zdatności na silniku 225 KM. Po dwóch godzinach pracy na silniku, jedno z ramion pękło w pobliżu piasty. Badanie pęknięcia wykazało jasno wpływ zmęczenia, wywołanego przez naprężenia wielokrotnie powtarzane. Wypadek ten nie był przykładem odosobnionym, lecz był typowy dla wielu prób wykonanych przed tym i po tym.

Oczywiście, naprężenia wielokrotnie powtarzane mogły zostać wywołane tylko przez drgania, a wielka dysproporcja w warunkach mocy obciążającej śmigło spowodowała, że zaczęto doszukiwać się jakiegoś rezonansu w ramionach śmigła. Spróbowano więc porównać częstotliwości różnych sposobów wzbudzania z częstotliwościami drgań własnych ramion przy różnych postaciach drgań (rys. 11).

Ponieważ istnieje dużo źródeł wzbudzania drgań i energia wzbudzania jest bardzo wielka, wydawałoby się, że wszystkie śmigła powinny pękać, jeśli to byłoby przyczyną uszkodzenia. Badanie rozkładu naprężeń odpowiadającego tym rodzajom drgań, które mogliśmy stwierdzić i łatwo wzbudzać, wykazało, że wszystkie te rodzaje wywoływały wysokie naprężenia



Rys. 19. Przekrój nadajnika odkształceń skrętnych.

w zewnętrznej części ramion, natomiast bardzo małe naprężenia w pobliżu nasady, gdzie nastąpiło uszkodzenie.

Wydawało się więc nieprawdopodobne, aby jeden z tych rodzajów drgań mógł powodować uszkodzenia w pobliżu piasty śmigła.

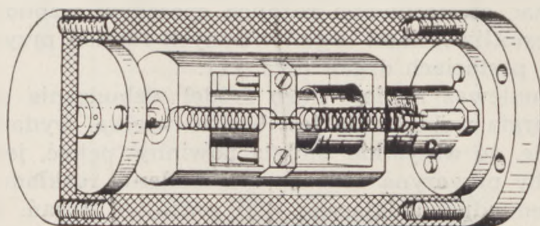
Nie udało nam się wzbudzić rodzaju drgań, w którym śmigło drgałoby w płaszczyźnie największej sztywności przekroju ramienia. Możliwe jednak, że działanie siły odśrodkowej, zwiększającej sztywność śmigła, odpowiadającą kierunkowi większej odkształcalności, przyczynia się do występowania wyraźniejszych drgań w płaszczyźnie największej sztywności. Ponieważ stała siły odśrodkowej jest znacznie większa od stałej sprężystej, różnica sztywności w obu kierunkach w śmigle obracającym się będzie mniejsza (rys. 12).

Gdyby zachodził rezonans dla tego rodzaju drgań ramion, wówczas największe naprężenia powstawałyby w pobliżu piasty, i można by wytłumaczyć uszkodzenia, zachodzące w tym miejscu. Sprawę tę należy zbadać bardzo starannie, gdyż ma ona wielkie znaczenie dla zagadnienia śmigła.

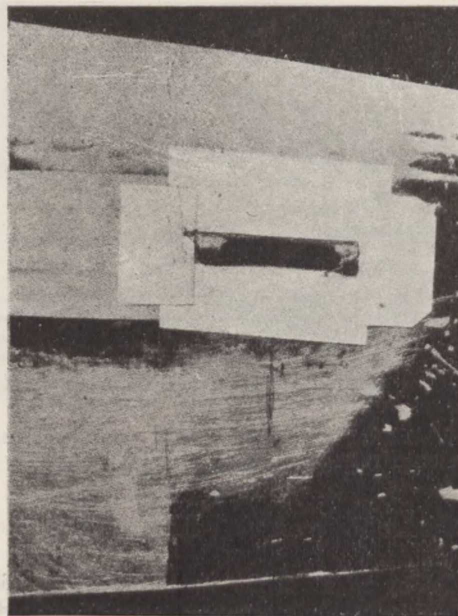
Jest rzeczą możliwą, że rezonans w ogóle nie występuje, gdyż można wykazać, iż ruch wymuszony w płaszczyźnie największej sztywności również może wywołać bardzo wielkie naprężenia. Taki ruch wymuszony mógłby pochodzić od rezonansu skrętnego wału wykorbionego, albo od ruchów poprzecznych w przestrzeni całego silnika i śmigła (rys. 13, 14, 15 i 16).

Ponieważ rozważania teoretyczne były dość złożone, rozpoczęto jednocześnie badania, pozwalające na pomiary ruchu silnika o sześciu stopniach swobody oraz na pomiary i analizę rzeczywistych naprężeń od drgań w ramionach śmigła.

Choć metody foto-elastyczne wymagają pewnej ostrożności w interpretacji wyników, są one dość interesujące przy badaniu wpływu karbów. Przykład, pokazany na rys. 17, odnosi się do badania ramienia śmigła, które uległo uszkodzeniu u zaokrąglenia nasady, gdy naprężenie od drgań w trzonie osiągnęło wartość około 243 kg/cm². Badanie fotoelastyczne wykazało współczynnik koncentracji naprężeń około 4, co odpowiada w pewnej mierze wytrzymałości na zmęczenie stopu aluminiowego, wynoszącej ok. 975 kg/cm². Za przyczynę uszkodzenia przy stosunkowo niewielkiej liczbie zmian skoku można by uważać zacieranie się powierzchni nasady.



Rys. 20. Przekrój nadajnika odkształceń liniowych.



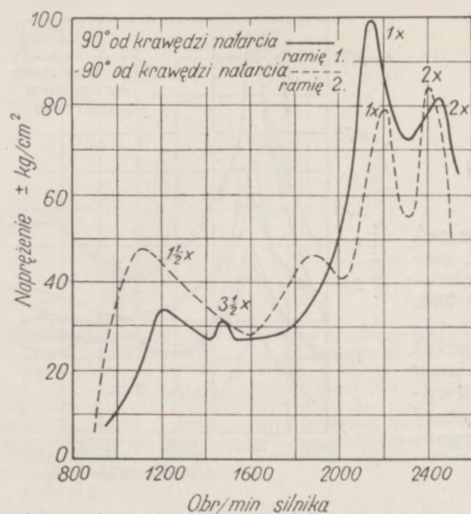
Rys. 21. Widok i schemat połączeń naprężeniomierza elektrycznego oporowego Hamilton Standard.

Wymagania aerodynamiczne są dostatecznie dobrze znane, tak że znamy pewne pożądane modyfikacje, które chcielibyśmy wprowadzić do konstrukcji śmigieł. Wiemy na przykład, że użycie cieńszych profili pozwoliłoby na większe szybkości końców śmigła bez poważniejszych strat na sprawności. Pewne modyfikacje obrysu również doprowadziłyby do wyższej sprawności aerodynamicznej.

Wprowadzenie tych ulepszeń ograniczone jest wytrzymałością konstrukcji śmigła, a wytrzymałość ta zazwyczaj określona jest raczej warunkami naprężeń wielokrotnie powtarzanych, pochodzących od obciążeń od drgań, niż względami na naprężenia stale działające.

Ze względu na powyższe uwaga konstruktorów śmigieł w chwili obecnej skierowana jest głównie na ograniczenia, wynikające z naprężeń od drgań. Zbadanie tego zagadnienia zdaje się otwierać najszersze pole dla zwiększenia bezpieczeństwa śmigieł oraz pośrednio dla zwiększenia sprawności, przez usunięcie pewnych ograniczeń, odnoszących się do ukształtowania aerodynamicznego.

Całe zagadnienie drgań śmigieł jest bardzo złożone ze względu na znaczną liczbę źródeł wzbudza-



Rys. 22. Naprężenia trzonu ramienia śmigła. Pomiary wykonane 90° od krawędzi natarcia.

nia. Niektóre częstsze źródła wzbudzania drgań stanowią: wybuchy silnika; niewyważenie sił masowych drugiego rzędu silnika; odkształcanie się karteru; nierównomierność momentu obrotowego, pochodząca od przegubowej konstrukcji korbowodu głównego; nierównomierny rozdział mieszanki, spowodowany całym szeregiem przyczyn; rezonans skrętny wału wykorbionego silnika; dostrojenie (kamertonowe) drgań wykorbienia wału; efekty rezonansowe, pochodzące od stosunku masy i momentu bezwładności silnika do charakterystyki sprężystej łoża silnikowego; wzbudzanie aerodynamiczne, pochodzące od przeszkód, znajdujących się w strumieniu zaśmigłowym; wzbudzanie aerodynamiczne, wywołane rytmicznym spływem wirów.

Na szczęście, istnieje również szereg czynników tłumiących takich jak: tłumienie wewnętrzne, czyli histereza materiału; tłumienie tarciowe od przegubów i złącz konstrukcji śmigła; tłumienie uderzeniowe; tłumienie sprężynowe dostrojone, działające tylko przy jednej częstotliwości; tłumienie wahadłowe, występujące tylko przy pewnej stałej ilości cykli na każdy obrót; tłumienie, pochodzące od sił aerodynamicznych. Tłumienie tarciowe i tłumienie aerodynamiczne istnieją zawsze i mają wielkie znaczenie dla konstrukcji śmigła.

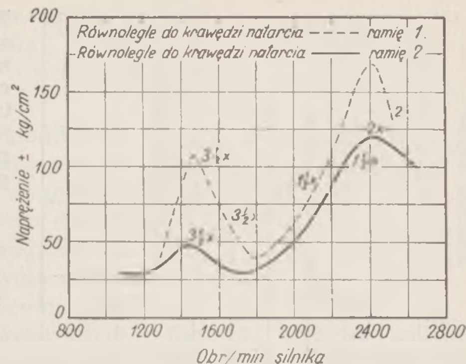
Metody pomiaru naprężeń

Do zagadnienia pomiaru naprężeń od drgań w obracającym się śmigle podchodzono różnymi drogami.

Największy nakład wysiłków włożono w zastosowanie naprężeniomierzy, z których najbardziej dogodnymi w użyciu wydają się rozwiązania, posiłkujące się nadajnikami*) elektrycznymi. Używano jako nadajnika naprężeniomierza elektromagnetycznego, ale typ ten często posiada duże wymiary, wymaga dość cienkich drutów, a wykonanie jego z konieczności jest nieco łamliwe. Posiada on nadto tę wadę, że zależy od szybkości i wymaga dodatkowego obwodu elektrycznego do wskazań.

Wypróbowano również nadajnik bezwładnościowo-magnetyczny, ale sposób ten posiada te same wady, co naprężeniomierz elektromagnetyczny, w dodatku zaś jest mniej pewny w działaniu.

*) Tzn. elementami pomiarowymi (przyp. tłum.).



Rys. 23. Naprężenia trzonu ramienia śmigła.

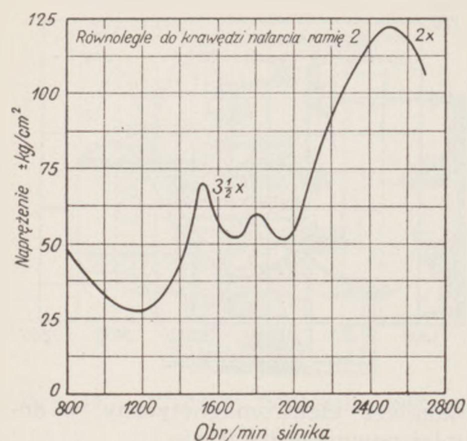
Bardzo dobre rezultaty osiągnięto przez zastosowanie kryształów piezo-elektrycznych, jak sól Rochelle, użytych jako nadajnik dla naprężeń od drgań. Ten rodzaj nadajnika mierzy raczej krzywiznę, niż naprężenie; jego wykres skalowania nie jest linią prostą, ponadto zaś podlega on wpływowi temperatur powyżej 38° C. Kryształy są również dość łamliwe. Różne przyrządy i metody pomiaru naprężeń przedstawione są na rys. 18, 19 i 20. Jak dotąd, najbardziej użyteczne wyniki otrzymano przez użycie nadajników elektromagnetycznych, o ile chodzi o ruchy silnika i drgania wału wykorbionego, oraz przez użycie pasków, stanowiących opór elektryczny czuły na odkształcenia, o ile chodzi o naprężenia w śmigle. Pewne cenne wyniki otrzymano również przez użycie naprężeniomierzy rysikowych, choć możność zastosowania tego typu jest ograniczona.

Najlepsze wyniki osiągnięto dotychczas przez użycie nadajnika w formie zmodyfikowanego elementu węglowego, w którym płytka węglowa przyklejona jest do powierzchni ramienia za pomocą odpowiedniego izolatora, a zmiana oporu, spowodowana zmianą naprężenia, mierzona jest w odpowiednim obwodzie elektrycznym.

Stosując odpowiedni materiał wiążący dla węgla, otrzymano bardzo trwały typ nadajnika, nie podlegający wpływom zwykłych zmian wilgotności i temperatury. Czułość jego jest dość wysoka, tak że możliwy jest pomiar niewielkich naprężeń. Wskazania są proporcjonalne do naprężeń, tak, że problem skalowania jest znacznie uproszczony. Okazało się nadto, że możliwe jest skalowanie tych nadajników pod obciążeniem statycznym, gdyż pomiary sprawdzające wykazały, iż obciążenie dynamiczne nie wpływa na krzywą skalowania, ustaloną statycznie.

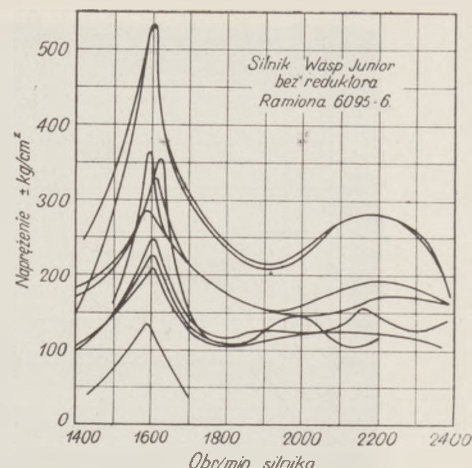
Chociaż opisy tego przyrządu ukazały się już poprzednio, warto podać przykład typowej krzywej drgań wału wykorbionego z odpowiadającymi jej naprężeniami śmigła, oraz typowy układ krzywych charakteryzujących ruch w przestrzeni, wraz z odpowiadającymi im naprężeniami śmigła.

W praktyce, naprężeniomierz oporowy przytwierdzony jest do ramienia śmigła za pomocą znajdującego się w handlu kleju DeKhotinsky'ego. Zadawalający jest tylko gatunek „twardy" tego kleju, który topi się w temperaturze około 150° C. Celem przytwierdzenia naprężeniomierza ogrzewa się ramię śmigła za pomocą palnika, tak aby klej zaczął płynąć swobodnie. Na klej nakłada się izolującą kartkę zwykłego papieru, którą pokrywa się nową warstwą



Rys. 24. Naprężenia trzonu ramion śmigła. Pomiary wykonane ok. 51 mm od piasty równolegle do krawędzi natarcia przekroju odpowiadającego promieniowi 1067 mm, przy użyciu płytkowych węglowych nadajników oporowo-elektrycznych.

Rys. 25. Naprężenia od drgań w śmigle (ramię 6095-6), pomierzone przy różnych obrotach silnika, w odległości 203, 254 i 305 mm od końca ramienia. Zwraca uwagę szczyt rezonansowy naprężeń przy 1600 obr/min., o częstotliwości równej dziewięciokrotnej ilości obrotów silnika, zgodnie z rys. 11.



kleju. Na warstwę tę nakłada się naprężeniomierz w ten sposób, aby jego dłuższa oś miała kierunek, w którym chcemy mierzyć naprężenia, przytrzymując go w tym położeniu, aż klej stwardnieje.

Całą operację przytwierdzania naprężeniomierza należy wykonać szybko w sposób podany wyżej, ramię należy ochłodzić i oczyścić alkoholem przed ponownym rozpoczęciem zabiegu. Łatwo jest otrzymać dobre spojenie, gdy ramię ogrzane jest dostatecznie, a prętem kleju dotyka się od czasu do czasu metalu, aby sprawdzić temperaturę w jakimś punkcie, bliskim miejsca przeznaczonego do umocowania nadajnika.

Przewodniki od trzonu ramienia do naprężeniomierza składają się z drutu o średnicy 0,24 mm, oplecionego bawełną. Są one przytwierdzone do paska papieru izolacyjnego, ten zaś z kolei przytwierdzony jest do ramienia śmigła za pomocą kleju kauczukowego „Vulcalock". Dla ochrony przewodów nakleja się na nie drugą warstwę papieru i pozwala się schnąć klejowi przez co najmniej pięć do sześciu godzin przed wykonaniem próby na silniku.

Do pomiarów naprężeń od drgań naprężeniomierz oporowy umieszcza się w szereg ze stałym oporem, równym oporowi naprężeniomierza nieobciążonego, i włącza się poprzez źródło prądu stałego, którego napięcie wynosi zazwyczaj 45 do 90 woltów. Ponieważ opór naprężeniomierza jest funkcją liniową naprężenia, spadek napięcia w dobranym oporze dodatkowym, będący funkcją prądu w obwodzie, będzie również funkcją liniową naprężenia. Ten zmienny spadek napięcia doprowadza się do zacisków wejściowych wzmacniacza wielkiej częstotliwości, a wynik mierzy się oscylografem.

W praktyce fotografuje się falę wyjściową, a napięcie na wejściu do wzmacniacza otrzymuje się przez skalowanie łączne wzmacniacza wraz z oscylografem.

Najważniejsze charakterystyki obwodu nadajnika podane są na rys. 21.

Naprężenie trwałe, albo średnie naprężenie od drgań można otrzymać przez pomiar oporu naprężeniomierza za pomocą mostku Wheatstone'a.

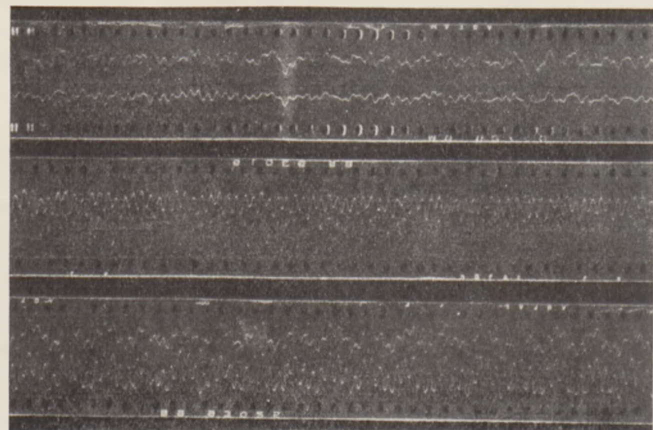
Problem pierścieni ślizgowych nie przedstawia na ogół trudności, jeśli naprężeniomierz posiada opór 20.000 omów. Prąd, przechodzący przez pierścienie jest znikomy, i zmienny opór stykowy pierścieni nie psuje jakości fali z naprężeniomierza. Najlepszym materiałem na szczotki okazała się mieszanina miedzi i grafitu, używana do pokrywania szczotek prądnic.

Skalowanie wykonywane jest statycznie. Naprężeniomierz umieszcza się na belce wzorcowej, którą można w łatwy sposób obciążyć. Obok naprężeniomierza oporowego umieszcza się naprężeniomierz Huggenberger'a, a skalowanie wykonywa się przez porównanie zmian oporu i wskazań naprężeniomierza Huggenberger'a. Dokładnego pomiaru oporu dokonywa się przy pomocy mostka Wheatstone'a.

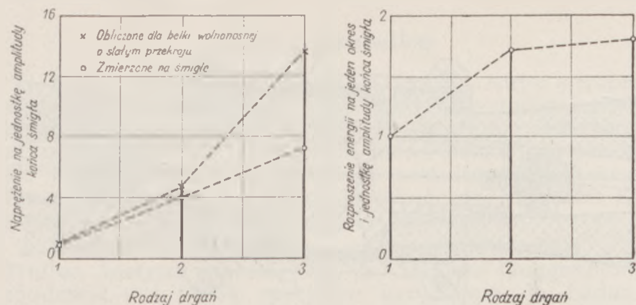
Z przyrządem tym wykonano już cały szereg prób w locie i na silniku i otrzymano bardzo dużo cennych wyników (porównaj rys. 22, 23 i 24).

Podczas, gdy najgroźniejszym rodzajem uszkodzeń ramion śmigła są uszkodzenia w pobliżu piasty, istnieją również wypadki występowania uszkodzeń w pobliżu końca ramienia. Uszkodzenia te zazwyczaj przyśpieszają karby w ramionach śmigła, powstałe od uderzenia o małe kamienie przy starcie samolotu. Muszą jednak istnieć poważne drgania, aby wywołać naprężenia wielokrotnie powtarzane, doprowadzające do złomów zmęczeniowych materiału.

Na szczęście, nie mieliśmy ani jednego wypadku uszkodzenia śmigła nastawnego w locie Hamilton Standard w pobliżu nasady ramienia. Mieliśmy jednak szereg wypadków, gdzie nastąpiło odłamanie kawałka śmigła w pobliżu końca ramienia i wypadki



Rys. 26. Typowe wykresy naprężeń w pobliżu końca ramienia śmigła, otrzymane w locie przy pomocy naprężeniomierza oporowego.



Rzędne przedstawiają stosunek największego naprężenia na jednostkę amplitudy dla drugiej i trzeciej harmonicznej, do tego naprężenia dla pierwszej harmonicznej (drgania zasadniczego). Jedna z krzywych została pomierzona na istniejącym śmigle, druga — obliczona dla belki wolnonośnej o stałym przekroju.

Rzędne przedstawiają stosunek pracy rozproszonej na jeden okres drgań wskutek tłumienia aerodynamicznego przy różnych harmonicznych do pracy rozproszonej przy pierwszej harmonicznej (drganiu zasadniczym), dla tej samej amplitudy drgań końców śmigła.

Rys. 27. Typowy rozkład naprężeń przy różnych rodzajach drgań oraz wpływ tłumienia aerodynamicznego.

tego rodzaju zachodzą, jak się zdaje, co 80,5 milionów śmigło-kilometrów lotu.

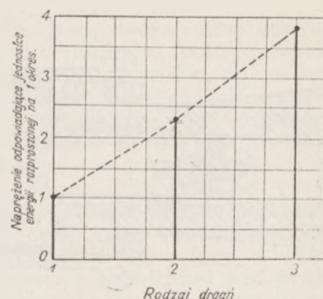
Dołożyliśmy usilnych starań, aby określić przyczynę tych rzadkich uszkodzeń i uzyskaliśmy też pewne wyniki, choć sprawa nie jest jeszcze całkowicie wyjaśniona. Istnieją, jak się zdaje, pewne dowody występowania rezonansu w przypadku konstrukcji, w której uszkodzenia te występowały najczęściej.

Pomiary naprężeń od drgań, wykonane w pobliżu końca tego ramienia, wykazują dość zgodne występowanie szczytu na krzywej naprężeń, gdy ilość obrotów silnika dochodzi do 1600 obr/min. Częstotliwość zmiany naprężeń przy tych obrotach jest dziewięć razy większa od ilości obrotów silnika, czyli dwa razy większa od częstotliwości wybuchów, ponieważ silnik, o którym mowa, posiada dziewięć cylindrów. Pomiary częstotliwości drgań tego ramienia (rys. 11) wskazują, że przy tej ilości obrotów silnika trzeci rodzaj drgań symetrycznych powinien być w rezonansie z dziewięciokrotną ilością obrotów silnika (rys. 25).

Na jednym rysunku podane są, celem ilustracji, wyniki szeregu różnych prób, z których część została przeprowadzona podczas pracy silnika na hamowni, część zaś — w czasie lotu. Najciekawszą cechą tych krzywych jest fakt, że wszystkie próby wykazały nagły wzrost naprężenia przy 1600 obr/min. (patrz rys. 26).

Jedną z tych prób wykonano na silniku, zaopatrzonym w tłumik dynamiczny, który miał działać przy 4½-krotnej częstotliwości obrotów silnika i wyrównywać wpływ impulsów wybuchowych silnika. Jako rzecz godną uwagi należy stwierdzić, że w tym wypadku tłumik w rzeczywistości powiększył naprężenia śmigła, gdyż częstotliwość tych naprężeń była równa dziewięciokrotnej ilości obrotów silnika, a charakterystyki tłumika były tego rodzaju, że istniała harmoniczna drgań przy dziesięciokrotnej ilości obrotów silnika.

Znaczne trudności sprawiały próby odniesienia częstotliwości zmierzonych zmian naprężeń do częstotliwości własnej drgań śmigła nie obracającego się, wzbudzanych w czasie spoczynku. Działanie siły odśrodkowej, zmieniającej stopień sztywności końców ramion osadzonych w piaście, niewątpliwie posiada wpływ i robione są próby odtworzenia tego wpływu przy próbach statycznych.



Rys. 28. Typowa zmiana naprężenia odpowiadającego jednostce aerodynamicznego rozproszenia energii w zależności od rodzaju drgań.

Rzędne przedstawiają naprężenia w ramieniu śmigła przy różnych rodzajach drgań dla jednakowych wartości stosunku energii pochłoniętej na jeden okres do energii pochłoniętej przy drganiu zasadniczym. Amplitudy końców śmigła przy wyższych harmonicznych są mniejsze, niż przy niższych harmonicznych. Wykres został otrzymany przez podzielenie naprężenia na jednostkę amplitudy końców śmigła przez energię rozproszoną na jeden okres dla jednostki amplitudy końców.

Większość pomiarów naprężeń ograniczała się dotychczas do wyznaczenia jednoczesnego dwóch wykresów ze względu na zagadnienie użycia odpowiednich pierścieni ślizgowych dla doprowadzenia prądu. Obecnie rozpatrujemy plan, pozwalający na jednoczesną rejestrację ruchu silnika wzdłuż i dookoła trzech osi, skręcenia wału silnika i naprężeń ramion śmigła w czterech miejscach.

Odczyty jednoczesne mają tę zaletę, że umożliwiają obserwację przesunięcia w fazie naprężeń w różnych punktach i pozwalają na wyciągnięcie pewnych wniosków co do rodzaju drgań i źródła ich wzbudzania.

Obok nadajników elektrycznych, wykonano bardzo znaczną pracę z naprężeniomierzami rysikowymi i otrzymano szereg dość udanych wykresów.

Próby z naprężeniomierzami lusterkowymi, używającymi wiązki światła, były tylko częściowo udane.

Pewne wyniki otrzymano za pomocą obserwacji stroboskopowych, stosując różne rodzaje światła stroboskopowego, jak stroborama, stroboglow itd. Było jednak rzeczą bardzo trudną uzyskać wyraźne obserwacje drgań śmigła wirującego za pomocą światła stroboskopowego i uzyskane tą drogą informacje były bardzo ograniczone.

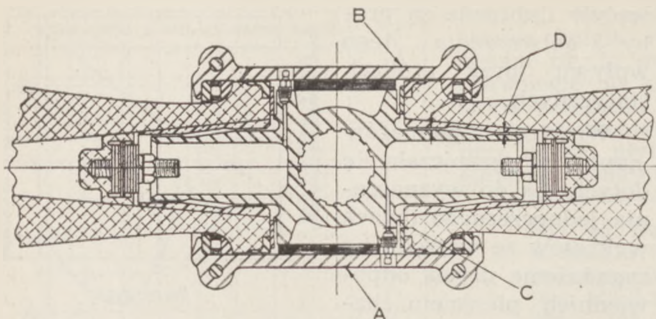
Niezwykle interesujące wyniki otrzymano w Massachusetts Institute of Technology przez stosowanie fotografii ultra-szybkiej.

Wszystkie te różne metody badawczych pomiarów naprężeń są użyteczne i bardzo możliwe, że i nadal trzeba będzie łączyć parę rodzajów prób, aby móc sprawdzić zdatność śmigieł z punktu widzenia naprężeń od drgań.

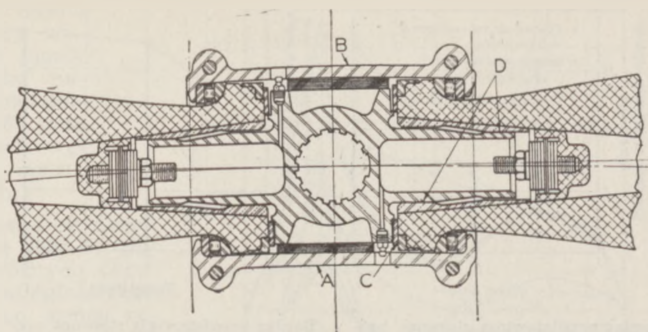
Tłumienie

Wpływ tłumienia aerodynamicznego można obliczyć dla drgań giętnych przez zastosowanie metody pól elementarnych powierzchni i obliczenie sił aerodynamicznych w każdym elemencie powierzchni na podstawie odpowiednich charakterystyk profilu przekroju. Konieczne jest przy tym przyjęcie pewnej amplitudy końców śmigła oraz, oczywiście, znajomość linii odkształcenia śmigła drgającego, którą można otrzymać doświadczalnie, albo rachunkowo.

Interesujące jest porównanie wielkości istniejącego tłumienia z odpowiadającymi mu naprężeniami w ramionach śmigła. Obliczenia wskazują, że dla danej amplitudy zmiany tłumienia nie są wielkie zarówno dla drgania zasadniczego, jak i dla pierwszej



Rys. 29. Z powodu wydłużenia się korpusu piasty A-B pod działaniem siły odśrodkowej, które wynosi około 0,46 mm, zazwyczaj istnieje luz w C pomiędzy końcem ramienia i powierzchnią oporową krzyżaka. Istnieje również bardzo mały luz w D pomiędzy ramionami krzyżaka i tuleją ramienia śmigła.



Rys. 30. Przy umiarkowanych ugięciach od drgań, sprężynowanie korpusu piasty pozwala na większe wydłużenie jednej strony, np. B, niż drugiej, np. A, tak że ramię krzyżaka jest zginane, dając tłumienie cierne w D. Jeśli ruch wzrasta nadmiernie, znika luz w C i zderzenie przy C działa w kierunku dalszego tłumienia ruchu.

i drugiej harmonicznej. Z drugiej strony, naprężenia dla wyższych harmonicznych są o wiele większe, tak że tłumienie aerodynamiczne posiada skłonność do zmniejszenia swej skuteczności przy wyższych częstotliwościach (rys. 27 i 28).

Wpływ sił aerodynamicznych jest niestateczny w przypadku drgań skrętnych ramion i tłumienie może w pewnych przypadkach być ujemne, jeśli drgania skrętne nie są połączone z drganiami giętnymi; zagadnienie tłumienia staje się wówczas bardzo złożone.

Ilościowe wyznaczenie wpływu tłumienia ciernego w osadzeniu ramion śmigła w piaście jest trudne. W konstrukcji pokazanej na rys. 29 i 30 wykonywana jest znaczna praca tarcia, na co wskazuje tarcie powierzchni metalowych tulei ramion śmigła o ramiona krzyżaka, na których ramiona śmigła są osadzone. Ze względu na to, że te części konstrukcji nie są bardzo obciążone w miejscach, gdzie zachodzi tarcie powierzchni, jest to prawdopodobnie miejsce dobrze nadające się do pochłaniania energii tłumienia.

Tłumienie cierne jest prawdopodobnie bardziej skuteczne dla zmniejszenia szkodliwych wpływów drgań wymuszonych, niż dla izolacji od rodzajów drgań, mogących wywołać drgania rezonansowe. Współczynnik tarcia w spoczynku jest zazwyczaj większy od współczynnika tarcia w ruchu, tak że uderzenia pewnej wielkości mogą być przenoszone, zanim nastąpi posuw. Ponieważ przy drganiach rezonansowych potrzebna jest tylko bardzo nieznaczna energia do wywołania wysokich naprężeń, tłumienie cierne może w tych wypadkach nie być skuteczne.

Kończąc te rozważania, powinienem, jak sądzę, dać wyjaśnienie, dlaczego poświęciłem tak dużo miejsca drganiom. Ponieważ śmigło jest jednym z najważniejszych elementów konstrukcyjnych samolotu i co do ważności, z punktu widzenia bezpieczeństwa, ustępuje jedynie skrzydłu i kadłubowi, konstrukcja śmigła musi być całkowicie pewna i bezpieczna. Nasze dotychczasowe wysiłki w tym kierunku ograniczone były w stopniu, w jakim udało nam się uniknąć uszkodzeń zmęczeniowych, wywołanych naprężeniami od drgań. Wydaje nam się zatem, że postęp nasz w budowie wielkich śmigieł będzie ograniczony przez środki zaradcze, które potrafimy zastosować przeciwko drganiom.

Przegląd czasopism technicznych

OD REDAKCJI

Zgodnie z zapowiedzią, zawartą we wstępie do pierwszego numeru „Techniki Lotniczej", rozpoczęliśmy prowadzenie działu, zawierającego streszczenia ciekawszych artykułów z czasopism zagranicznych. Prowadzenie tego działu opieramy na następujących zasadach:

1. Materiał będzie czerpany z czasopism, stojących do dyspozycji redakcji, a więc: Aircraft Engineering, The Journal of the Royal Aeronautical Society, The Aeroplane, S. A. E. Journal, Journal of the Aeronautical Sciences, Automotive Industries, L'Aéronautique, Aérophile, Les Ailes, L'Aerotecnica, Rivista Aeronautica, Luftfahrtforschung, Luftwissen, Der Deutsche Sportflieger, Letectvi. W miarę możności będziemy usiłowali uwzględniać również inne czasopisma, do czasu jednak zdobycia ich na drodze prenumeraty bądź też wymiany, nie możemy gwarantować regularnego informowania czytelników o zawartym w nich materiale.

2. Streszczane będą jedynie artykuły, które ukazały się w pierwszych numerach 1938 r. i następnych.

3. Przegląd nie będzie obejmował wszystkich artykułów z dziedziny lotnictwa, które ukazały się w wymienionych pismach, a jedynie artykuły, dotyczące płatowców i silników, zaś wyposażenie i przyziemia pozostaną na razie nieuwzględnione. Ponadto streszczane będą jedynie ciekawsze artykuły z wymienionych dziedzin.

4. Wymienione ograniczenia będą stopniowo traciły na aktualności w miarę dalszego rozwoju „Techniki Lotniczej"; będziemy dążyli zatem do przeglądu idealnego, który by obejmował wszystkie czasopisma, wszystkie dziedziny lotnictwa i wszystkie artykuły.

5. Podane zasady nie dotyczą działu „Metaloznawstwo", który będzie prowadzony przez naszego współpracownika, rozporządzającego czasopismami fachowymi, których redakcja nasza nie posiada ani też nie zamierza zdobywać.

Aerodynamika

Nowy kształt dwupłata. H. B. Irwing. Autor przeprowadził dokładne badania właściwości aerodynamicznych kompletnego modelu dwupłata (kadłub, usterzenie, skrzydła z klapami), o którym mówi jako o nowym typie bardzo statecznego lekkiego samolotu sportowego. Prace nie są jeszcze ostatecznie zakończone. Aircraft Engineering, January 1938, str. 14—16, rys. 8.

Urządzenie do badania wpływu podmuchów. Th. Troller. Instytut sterowcowy im. Daniela Guggenheima zbudował w r. 1934 specjalne urządzenie do badania wpływu podmuchów. Siły, wywołane w sterowcach lub samolotach przez nagły podmuch nie dają się obliczyć i nie były dotychczas badane doświadczalnie; prawdopodobne jest, że siły te mogą być bardzo znaczne w elementach wielkich maszyn, zanim nastąpi dostrzegalna zmiana w torze lotu. Urządzenie posługuje się ramieniem obrotowym, o promieniu 9,8 m, należącym do Instytutu, do którego dodano pionowy tunel aerodynamiczny o przekroju 4,6 × 4,9 m. Prędkść pozioma może być zmieniona w granicach 8 do 258 km/godz. Prędkość podmuchu 4 — 10,7 m/sek. Artykuł zawiera opis, rysunki i fotografię urządzenia, rozkład prędkości w przekroju tunelu, pomiary burzliwości atmosfery w różnych warunkach meteorologicznych. Pomiar sił odbywa się metodą DVL rysowania wykresu diamentem na szkle (Ritzverfahren). Journal of the Aeronautical Sciences, January 1938, str. 113 — 117, rys. 7.

Warstwa graniczna w doświadczeniach w locie. B. Melvill Jones. Jak wiadomo, opór aerodynamiczny samolotów powstaje głównie wskutek tarcia powietrza o powierzchnie stykające się z nim; to tarcie powierzchniowe jest umiejscowione w stosunkowo cienkiej warstwie powietrza, graniczącej z powierzchnią ciała. Przepływ w tej warstwie może być bądź warstwowy („laminar"), bądź też burzliwy („turbulent"); w pierwszym wypadku tarcie jest znacznie mniejsze, niż w drugim, tak że średni współczynnik tarcia dla całej powierzchni (o który konstruktorowi chodzi), zależy od położenia na niej linii, wzdłuż której następuje przejście warstwy granicznej z jednej postaci w drugą. Przedmiotem omawianej pracy, wygłoszonej na pierwszym dorocznym odczycie im. Braci Wright przed Instytutem Nauk Lotniczych w New Yorku, jest właśnie wyznaczenie na drodze doświadczalnej położenia owego przejścia w zależności od stopnia szorstkości powierzchni, od grubości profilu i od kąta natarcia przy liczbach Reynoldsa, odpowiadających skrzydłom dzisiejszych samolotów, t. j. 5 do 10 milionów. Na podstawie dotychczasowych wiadomości z tej dziedziny można było wykazać częściowo teoretycznie, częściowo doświadczalnie, że: 1) gdy położenie punktu przejścia jest znane, opór profilu dla gładkich, niezbyt grubych płatów o dobrych kształtach może być obliczony z praktycznie dostateczną dokładnością, wychodząc ze znanych wartości i tarcia powierzchniowego na gładkiej płycie płaskiej; 2) punkt przejścia można przesunąć do położenia w odległości od krawędzi natarcia, przekraczającej 0,3 cięciwy, przez co opór zmniejsza się o 30 — 35% w stosunku do oporu przy całkowicie burzliwej warstwie; 3) bardzo małe niedokładności w gładkości powierzchni, wystarczają dla przesunięcia punktu przejścia i tym samym dla zwiększenia oporu. Tak, np. zaobserwowano wzrost oporu, gdy samolot o gładkich skrzydłach przeszedł przez chmurę, co prawdopodobnie było spowodowane kropelkami osiadłymi na powierzchni. Ściśle biorąc, nie można mówić o punkcie przejścia, gdyż istnieje cały obszar przejścia o granicach szybko zmiennych w czasie; gdy przyrząd wskazujący jest dostatecznie tłumiony, można jednak dość dokładnie określić punkt przejścia. Ponieważ metoda elektrycznie ogrzewanego drucika okazała się niedogodną dla pomiarów w locie, autor opracował układ rurek Pitota, którym można sondować warstwę graniczną. Najmniejszy wymiar zewnętrzny rurki wynosi 0,012" (0,3 mm). Metoda ta nadaje się podobno także do badań dorywczych np. przy oblataniu nowego typu samolotu. Pomiar oporu odbywa się znaną już metodą impulsu, zapomocą pomiarów ciśnienia całkowitego i statycznego w strudze za płatem. Doświadczenia w locie potwierdziły wyżej przytoczone wnioski. Uwydatnił się przy tym niekorzystny wpływ lekkiego nawet pofalowania się pokrycia wskutek niedostatecznej jego sztywności z powodu występujących dodatkowo lokalnych gradientów ciśnienia wzdłuż profilu. Ciekawą cechą otrzymanych wyników jest b. mały rozrzut punktów pomiarowych, chociaż pomiary były robione w ciągu wielu dni, a nawet na różnych samolotach. Wyraźnie widać, jak z wzrastającym współczynnikiem wyporu (a więc malejącą liczbą Reynoldsa), punkt oderwania na górnej powierzchni przesuwa się do przodu, a na dolnej — do tyłu. Prowadzi to do prawdopodobnego wniosku, że przyczyna przejścia leży w samym opływie dokoła samolotu a nie w zaburzeniach, istniejących już w atmosferze. Potwierdza to hipotezę, że burzliwość atmosfery w skali mogącej wpłynąć na stan warstwy granicznej jest praktycznie żadna — w przeciwieństwie do przepływu w tunelu aerodynamicznym. Wspólnie z prof. Taylorem autor zbudował w Cambridge tunel aerodynamiczny o przepływie wolnym od turbulencji w stopniu dotychczas nie osiągniętym; w tunelu tym udało się przesunąć punkt przejścia znacznie bardziej do tyłu, niż w tunelach zwykłych, posiadających duży stopień burzliwości. W takim nowoczesnym tunelu, jak również w doświadczeniach w locie uwydatniają się pewne cechy i zależności zjawiska przejścia warstwy granicznej, zamaskowane dotychczas burzliwością tuneli, w których wykonywano pomiary.

Dotychczasowe badania pozwalają jedynie na sformułowanie pewnych przypuszczeń; być może, iż trzeba będzie chwycić się innych jeszcze metod doświadczalnych, pozwalających na uchwycenie czasowego przebiegu prędkości w danym punkcie. Wiele danych przemawia bowiem za tym, że turbulencja bierze początek w zmianach prędkości („fluktuacjach"), nakładających się na średnie wartości mierzone Pitotem. Pochodzenie tych fluktuacji pozostaje na razie niewyjaśniane; być może jest to pewna niestateczność samej warstwy granicznej. W obecnym stanie wiedzy nie wiadomo jeszcze, czy możliwe będzie tak wpłynąć na przejście warstwy granicznej, aby zmniejszyć przez to opór, czy też będziemy jedynie w stanie z góry przewidzieć położenie owego punktu przejścia. Journal of the Aeronautical Sciences, January 1938, str. 81 — 94, rys. 13.

Badania, przeprowadzone na temat wpływu strugi zaśmigłowej na spływ powietrza poza płatem i na działanie usterzenia poziomego. H. B. Helmbold. Autor stwierdza, że działanie usterzenia poziomego na stateczność samolotu nie jest proporcjonalne do stosunku q_H/q ciśnień prędkości, a raczej proporcjonalne do współczynnika sprawności usterzenia, który wskutek niejednorodności i asymetrii strugi zaśmigłowej znacznie się różni od stosunku q_H/q. W dalszym ciągu autor omawia dwa sposoby obliczeń wpływu śmigła, z których jeden, dotychczasowy, ma jedynie znaczenie teoretyczne, nie uwzględnia bowiem dla stateczności podłużnej ważnego wpływu asymetrii warunków aerodynamicznych. Temu dla stateczności podłużnej decydującemu współczynnikowi sprawności usterzenia $\eta_{H\alpha}$ można według wyników prób tunelowych modelu jednosilnikowego dolnopłatowca nadać postać

$$\eta_{H\alpha} = k_0 + k_1 \cdot C_s$$

gdzie k_0 i k_1 są liczbami stałymi a C_s współczynnikiem obciążenia. Teoretyczny współczynnik sprawności $\eta_{H\beta}$ ma postać podobną do postaci stosunku ciśnień prędkości: $q_H/q = \varkappa_0 + \varkappa_1 C_s - \varkappa_2 C_{a0}$ gdzie stałymi są wyrazy $\varkappa_1$ $\varkappa_1$ i $\varkappa_2$ a C_{a0} jest współczynnikiem wyporu samolotu pozbawionego śmigła i usterzenia poziomego. Okazuje się, że $\eta_{H\beta} < q_H/q$ oraz $\frac{\partial \eta_{H\beta}}{\partial C_s} > \frac{\partial \eta_{H\alpha}}{\partial C_s}$ Wyrazowi dla spływu powietrza nadać można postać α_w = kąt spływu powietrza = $\frac{v}{v+w_a}\left(\alpha_{wo} + \alpha_{Pr}\frac{w_a}{v} + \frac{\Delta w}{v}\right)$ gdzie v = prędkość lotu, w_a = spowodowany śmigłem średni przyrost szybkości, działającej na usterzenie poziome α_{wo} = kąt spływu powietrza bez działania śmigła, α_{Pr} = kąt natarcia śmigła, Δw = przyrost prędkości opadania przy usterzeniu poziomym, spowodowany wpływem prądu odśmigłowego na płaty nośne. Wartość wyrazów α_{w_0} i $\Delta w/v$ można dla danego modelu obliczyć z góry drogą analityczną według podanych przez autora wzorów, i to z praktycznie dla rachunku stateczności wystarczającą dokładnością. Wreszcie wyniki obliczeń $\eta_{H\beta}$ i

$\Delta w/v$ porównano z angielskimi pomiarami modelu jednosilnikowego górnopłatowca, przy czym stwierdzono zupełną zgodność teorii z doświadczeniami. Luftfahrtforschung, 20.I.1938, str. 3—8, rys 8.

Uproszczony sposób obliczenia osiągów samolotu metodą W. Güntera. H. B. Helmbold. Autor wychodzi z lotu poziomego na pełnym gazie i na wysokości nominalnej. Na podstawie prostych zależności między sprawnością użyteczną śmigieł o skoku nienastawnym a prędkością lotu dochodzi metodą Güntera do wniosku, że wysokość pułapu i stosunek maksymalnej szybkości wznoszenia do prędkości nominalnej są to funkcje wielkości „i", oznaczającej stosunek oporu indukowanego do oporu całkowitego w locie normalnym. Następnie autor podaje metodę obliczenia maksymalnej szybkości wznoszenia, wysokości pułapu i wielkości odpowiednich ciśnień prędkości przy stosowaniu śmigieł nienastawnych. Dla śmigieł nastawnych obliczenie ogranicza się tylko do lotu w warunkach normalnych. Podano wzory i wykresy funkcji bezwymiarowych. Okazuje się, że przy śmigłach nienastawnych na wysokości nominalnej optimum prędkości wznoszenia przypada na prędkość lotu na torze, wynoszącą 55% prędkości maksymalnej lotu. Ciśnienie prędkości w locie na wysokości pułapu przy śmigle nienastawnym wynosi najwyżej 1,32 razy tyle, ile ciśnienie prędkości przy najmniejszej mocy, potrzebnej do lotu. Luftfahrtforschung, 20.I.1938, str. 9—12, rys. 5.

Płatowce

Otwory w pokryciu pracującym skrzydeł. D. Williams. Na podstawie dawniejszej swej pracy na temat wytrzymałości rur o przekroju prostokątnym, mającej na celu umożliwienie podobnego rachunku przy pokryciu pracującym skrzydeł dwudźwigarowych, autor wyprowadza szereg wzorów na obciążenie skrzydła: 1° momentem skręcającym, działającym na końcu skrzydła i 2° momentem skręcającym równomiernie rozłożonym wzdłuż całej rozpiętości skrzydła. Wzory dają możność obliczenia rozkładu momentów zginających i sił tnących oraz odkształcenia skrzydła. Autor przelicza przykład i podaje wyniki w wykresach. W dalszym ciągu zostaje wysunięty wniosek, że otwory w pokryciu pracującym skrzydła powodują znaczny wzrost naprężeń i odpowiednio do tego zmniejszenie sztywności, przy czym położenie otworu, które powoduje maksymum naprężeń, nie jest jednakowe z tym, któremu towarzyszy maksymum wiotkości skrzydła. To też, jeżeli to w ogóle możliwe położenie otworu w skrzydle lepiej wybrać jak najdalej od kadłuba, tam, gdzie nie tyle chodzi o sztywność, ile o zmniejszenie momentu zginającego; natomiast gdzie większą rolę odgrywa sztywność, a nie wytrzymałość, lepiej otwór wybrać jak najbliżej kadłuba. Autor zakłada przy tym, że otwór, jak to praktycznie stosują, znajduje się w obrębie wewnętrznej trzeciej części rozpiętości skrzydła i że konstrukcję między dźwigarami można z dostatecznym przybliżeniem uznać za rurę o przekroju prostokątnym. Aircraft Engineering, January 1938, str. 3—6, rys. 6.

Z zagadnień pokryć pracujących. W. J. Goodey. Autor rozpatruje konstrukcję skrzydła dwudźwigarowa z pokryciem pracującym, obciążoną siłami poprzecznymi, jako keson prostokątny, w którym dźwigary pracują tylko na zginanie, a pokrycie — na ścinanie. Przeliczono dwa przykłady. W pierwszym obliczono rozkład momentu gnącego na oba dźwigary w okolicy miejsca nieciągłości momentu bezwładności jednego lub obu dźwigarów. W drugim przykładzie pokrycie posiada podłużne usztywnienia, które zwiększają sztywność giętną kesonu; przekrój kesonu i momenty bezwładności są stałe wzdłuż rozpiętości. Dla kilku prostych wypadków obciążeń przeliczono przebieg sił podłużnych w pasach usztywniających. W obliczeniach użyto metody minimum pracy odkształcenia. Aircraft Engineering, January 1938, str. 11—13.

Metaloznawstwo

Lit w stopach łożyskowych Cu Pb. Z rozwojem silników spalinowych i wzrostem ich mocy są stawiane coraz dalej idące wymagania materiałom na panewki łożyskowe. Białe metale, stosowane dotychczas, nie odpowiadają już swymi własnościami fizycznymi głównie z powodu tego, że nie są dostosowane do znoszenia większych obciążeń. Pod tym względem o wiele odpowiedniejszym materiałem jest stop miedzi z ołowiem. Istnieją jednak trudności w odlewaniu panewek z tego stopu, polegające na tym, że ołów, jako składnik tworzący mieszaninę z miedzią, ma skłonność do segregacji w czasie stygnięcia do odlaniu. Powoduje to nierównomierność w budowie stopu. Musi być zatym odlewanie panewek dokładnie przeprowadzone i kontrolowana temperatura topienia i odlewania, stopień wymieszania, szybkość i sposób studzenia i t. d. Wszystko to sprawia dużo kłopotu, a rezultat nie zawsze jest zadawalający.

Doświadczenia, prowadzone w celu znalezienia sposobu uniknięcia tych trudności, doprowadziły do wykrycia dodatniego oddziaływania litu przy topieniu metalu. Lit, dodawany do pieca w postaci stałej jako związek chemiczny np. węglan, wytwarza atmosferę, z której stopiony metal pochłania lit. Przy tym następuje automatyczne wewnętrzne wymieszanie (burzenie) metalu, które trwa odpóty, dopóki metal nie skrzepnie zupełnie. Dzięki temu szybkie studzenie po odlaniu nie jest konieczne i pomimo to budowa panewki jest równomierna, a ołów pozostaje w postaci drobnego rozproszenia w granicach ziarn miedzi. Tym sposobem wykonany stop o zawartości 40% Pb, 60% Cu ze śladami litu wykazał następujące własności mechaniczne:

Twardość Brinella przy obciążeniu 500 kg, mierzona w różnych miejscach: 25 — 28 kg/mm²; wytrzymałość na rozerwanie: 5,6 — 7,00 kg/mm²; Wytrzymałość na ściskanie: 24,6 — 28 kg/mm²; granica ściskania: 30 — 35%.

Mikrobudowa nie wykazała obecności tlenków. Metal ten można odlewać bezpośrednio na koszulkę stalową, gdyż dzięki oczyszczającemu działaniu litu, który zapobiega tworzeniu się tlenków, przyczepność metalu do stali jest dobra. Metal Progress, 1937, Nr. 5, str. 678.

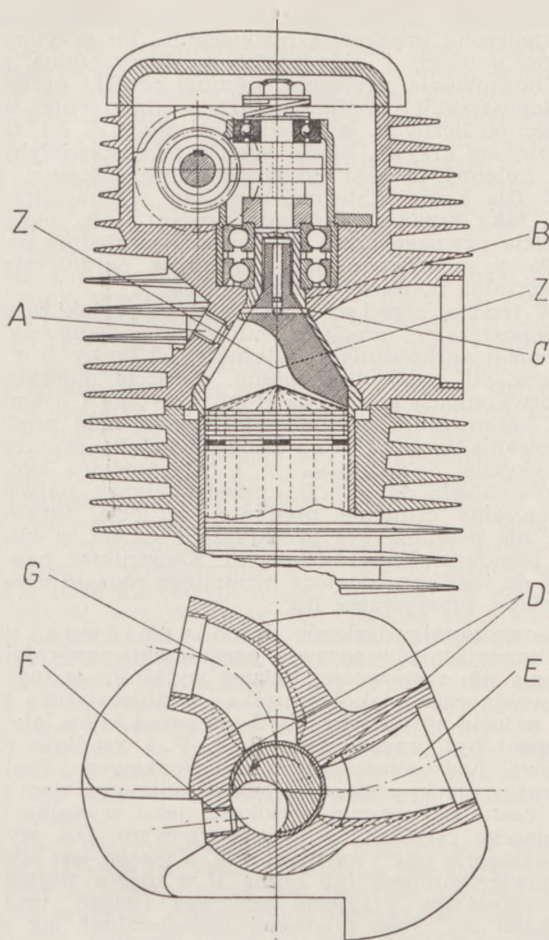
Technologia

Nowe sposoby nitowania. K. Butter. Zakłady lotnicze Heinkla zastosowały w ciągu lat 1935 i 1936 dwa zupełnie nowe sposoby nitowania: nitowanie wybuchowe i nitowanie sztancą. Praca w pierwszym rzędzie opisuje nitowanie wybuchowe, które stosuje się tam, gdzie dostęp do nitu możliwy jest tylko z jednej strony; po wprowadzeniu nitu w otwór połączenia i przytrzymaniu go z jednej strony nagrzewa się specjalnym przyrządem drugą, niedostępną część nitu i powoduje wybuch ładunku umieszczonego we wgłębieniu nitu. Następują dane o materiale nitów, właściwościach ładunku, opis narzędzi i zalet tego sposobu nitowania. Nitowanie sztancą okazało się celowe przy szybkim nitowaniu szwów o wielkiej ilości nitów. Autor wyjaśnia sposób działania automatu do nitowania sztancą i wykazuje zalety tego sposobu nitowania. Luffahrtforschung 20.I.1938, str. 91—93, rys. 13.

Nowe metody produkcji w zakładach lotniczych Heinkla. A. Thormann i H. Jockisch. Autorzy opisują szereg nowych sposobów produkcji, nowe maszyny i narzędzia, stanowiące z jednej strony podłoże do racjonalnej produkcji z drugiej zaś do zastosowania polepszonych sposobów produkcji. Praca obejmuje opis: 1) sposobu produkcji i narzędzi dla zmiany średnicy rur z lekkich metali i stali, 2) sposobów nitowania pokrycia samolotu, 3) automatu do wprowadzania taśmy blachy do przeciągarki walcowej, 4) cichobieżnej maszyny do wyciskania blach, 5) frezarki dla nakładek łącznikowych dźwigarów skrzydła, 6) narzędzi do wiercenia i pogłębiania otworów, potrzebnych przy montażu części znormalizowanych, w jednej tylko operacji i 7) narzędzi dla zaginania brzegów blach dokoła otworów w pokryciu i t. p. Luftfahrtforschung, 20.I.1938, str. 83—90, rys. 29.

Silniki

Silnik Aspin. Louis Mantel. W ostatnich czasach ukazały się w prasie technicznej wzmianki o zbudowanym przez p. Aspin silniku, zwracającym na siebie uwagę swymi nieprawdopodobnymi osiągami (por. les Ailes, 27.I.1938, str. 7). Autor, który był obecny przy próbach nowego silnika, podaje o nim szereg danych, starając się jednocześnie wykazać, dzięki jakim właściwościom silnik mógł osiągnąć tak wybitne wyniki. Charakterystyczną cechę konstrukcyjną stanowi obrotowa głowica o osi, pokrywającej się z osią cylindra, umieszczona na dnie cylindra. W głowicy znajduje się wyżłobienie, będące prze-



strzenią dawkową i łączące po kolei wnętrze cylindra z kanałami wydechowym, wlotowym i ze świecą. Z wykonanych dwóch silników chłodzonych powietrzem: jednocylindrowego i czterocylindrowego, zainteresowanie budzi przede wszystkim pierwszy z nich, dający bez sprężania wstępnego przy pojemności skokowej 249 cm³, stopniu sprężania 14,1:1 i obrotach 11.000 na minutę moc 33 KM, czemu odpowiada 132 KM z litra. Średnie ciśnienie efektywne, wynoszące w tym wypadku 10,8 kg/cm², dochodzi do 13 kg/cm² przy 6000 obr/min., a zatem więcej, niż większość lotniczych silników ze sprężarkami, co należy przypisać konstrukcji silnika. Bardziej jeszcze uderza zużycie paliwa, które przy 5000 obr./min. i 13,5 KM oraz przy najekonomiczniejszej regulacji gaźnika ma jakoby wynosić około 113 gr/KM godz., czemu odpowiada sprawność użyteczna 54,1%. W czasie pracy silnika nie stwierdzono detonacji nawet przy użyciu tak mało odpornego na detonację paliwa, jak nafta. Temperatura wydechu jest bardzo niska, co pociąga za sobą jedną, dość nieoczekiwaną konsekwencję: oto niemożliwe staje się podgrzewanie gaźnika, co nie pozwoliło dotychczas konstruktorowi na uzyskanie zadawalającego rozdziału mieszanki do cylindrów w silniku czterocylindrowym. Dla zapobieżenia tej trudności zamierzone jest zastosowanie indywidualnych gaźników przy poszczególnych cylindrach. Zdaniem autora uzyskane osiągi stały się możliwe dzięki temu, że w opisanej konstrukcji udało się urzeczywistnić kilka omówionych w artykule zasad, dobrze znanych lecz dotychczas bardzo trudnych do zrealizowania. The Automobile Engineer, January 1938.

Nowa hamownia zakładów Pratt & Whitney. Firma Pratt & Whitney w East Harford (Stany Zjednoczone) oddała przed niedawnym czasem do użytku nową hamownię dla silników chłodzonych powietrzem o mocy do 3000 KM, mimo, że najmocniejsze z obecnie wytwarzanych przez tę firmę silników nie przekraczają 1500 KM. Hamownia zawiera cztery jednakowe stanowiska, przystosowane do pracy śmigieł o średnicy do 7 m. Silniki są zawieszane elastycznie na kablach, których końce są zaczepione w elastycznych uchwytach. Specjalną uwagę zwrócono na izolację akustyczną pomieszczeń dla silników, zarówno w stosunku do otoczenia budynku hamowni, jak i do stanowisk obsługi. Pierwszy rodzaj izolacji został osiągnięty przez zawieszenie w kominach doprowadzających i odprowadzających powietrze dla silnika płyt z nowego rodzaju materiału izolacyjnego, zwanego „calistone". Równie staranna izolacja pomieszczeń dla obsługi pozwala na prowadzenie rozmowy podczas pracy silników. Budynek hamowni ma postać prostopadłościanu bez okien z ustawionymi na dachu kominami. Zewnętrzne ściany mają grubość 46 cm. Na budowę hamowni zużyto 4600 ton betonu i 160 ton żelaza. Ponadto artykuł zawiera opis wyposażenia hamowni i szeregu udogodnień; do takich należą ciężkie zasłony, których opuszczenie pozwala na oddzielenie pomieszczenia z silnikiem od powietrza zewnętrznego. Pomieszczenie to może być wówczas z łatwością ogrzane, co stwarza korzystniejsze warunki dla instalowania lub demontowania silnika przy niskich temperaturach otoczenia. Automotive Industries, January 29, 1938, str. 152 — 153, rys. 3.

Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych

WALNE ZGROMADZENIE

Dn. 27 lutego 1938 r. w gmachu Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie odbyło się doroczne Zwyczajne Walne Zgromadzenie członków Z. P. I. L.

WŁADZE ZWIĄZKU

Na Walnym Zgromadzeniu w dniu 27.II.1938 r. zostały wybrane nowe Władze Z. P. I. L. w składzie następującym:

Zarząd

Prezes: kol. Wilhelm Challier.

Członkowie: kol. kol. Jerzy Bukowski, Adam Jaworski, Eryk Kosko, Leopold Kwaśniak, Romuald Romicki, Józef Rzeczycki.

Zastępcy: kol. kol. Witold Brzozowski, Rudolf Płoszek.

Komisja Rewizyjna

Członkowie: kol. kol. Leszek Dulęba, Leonard Łabuć, Roman Suryn.

Zastępcy: kol. kol. Stanisław Dudziński, Konrad Jagoszewski.

Komisja Weryfikacyjna

Kol. kol. Henryk Gizaczyński, Józef Pawlikowski, Aleksander Szyszkowski.

Sąd Koleżeński

Kol. kol. Stanisław Krzyczkowski, Wacław Makowski, Mieczysław Pęczalski, Stanisław Rogalski, Aleksander Seńkowski.

UKONSTYTUOWANIE SIĘ ZARZĄDU

Na posiedzeniu w dniu 4 marca 1938 r. nowowybrany Zarząd ukonstytuował się w sposób następujący:

Prezes:	kol. Wilhelm Challier
Wiceprezes, Przewodniczący Komisji Odczytowej:	„ Jerzy Bukowski
Wiceprezes, Przewodniczący Komisji Wydawniczej:	„ Leopold Kwaśniak
Sekretarz	„ Eryk Kosko
Zastępca Sekretarza	„ Adam Jaworski
Skarbnik:	„ Romuald Romicki
Gospodarz:	„ Józef Rzeczycki

WYSOKOŚĆ OPŁAT

Walne Zgromadzenie w dniu 27.II.1938 r. uchwaliło następującą wysokość opłat miesięcznych członków, począwszy od 1 marca 1938 r.:

Składka członkowska	2 zł 70 gr
Obowiązkowa prenumerata „Techniki Lotniczej"	80 gr
Razem	3 zł 50 gr

PRELIMINARZ BUDŻETOWY

Walne Zgromadzenie w dniu 27.II.1938 r. uchwaliło preliminarz budżetowy Związku na rok 1938 w następującej wysokości:

WYDATKI

1. Wynagrodzenie pracowników biurowych	1380.—	zł.
2. Materiały kancelaryjne	500.—	„
3. Porto	500.—	„
4. Zebrania i odczyty	150.—	„
5. Składki N. O. I.	400.—	„
6. Prenumerata „Techniki Lotniczej“	1920.—	„
7. Przejazdy	100.—	„
8. Współpraca z kołami prowincjonalnymi	300.—	„
9. Inwentarz	300.—	„
10. Lokal związkowy	700.—	„
11. Utrzymanie lokalu	80.—	„
12. Obsługa lokalu i biura	200.—	„
13. 10-lecie Z. P. I. L.	600.—	„
14. Nieprzewidziane	300.—	„
15. Nadwyżka dochodów	600.—	„
16. Subsydium Z. P. P. L. dla „Techn. Lotn.“	10.000.—	„
	18.030.—	zł.

DOCHODY

1. Składki członkowskie za 2 miesiące 200 × 1, 70 × 2 =	680.—	zł.
2. Składki członkowskie za 10 miesięcy 200 × 2, 70 × 10 =	5400.—	„
3. Wpłaty za prenumeratę „Techniki Lotniczej“ 200 × 0, 80 × 12 =	1920.—	„
4. Różne	30.—	„
5. Wpłaty Z. P. P. L. na subsydium dla „Techniki Lotniczej“	10.000.—	„
	18.030.—	zł.

PRZYJĘCIE CZŁONKÓW ZGODNIE Z § 8 STATUTU

Walne Zgromadzenie w dniu 27.II.1938 r. przyjęło w poczet członków Związku zgodnie z § 8 Statutu Z.P.I.L.

p. Juliana Jacuńskiego,
p. Augustyna Zdaniewskiego.

NOWOPRZYJĘCI CZŁONKOWIE

Wyszyński Franciszek, Lublin.

DANINA NA FUNDUSZ SPECJALNY N.O.I.

Zarząd przypomina Kolegom, że na Nadzwyczajnym Zjeździe Delegatów N. O. I. w dniu 13 stycznia 1938 r. zapadła uchwała o jednorazowym opodatkowaniu się wszystkich zrzeszonych inżynierów w wysokości 2 do 10 zł. na fundusz specjalny N. O. I., którego stworzenie okazało się konieczne dla finansowania akcji nie objętych budżetem a uchwalonych przez Walne Zjazdy Delegatów lub Radę Główną N. O. I. Zawiadomienia o tej uchwale wraz z blankietami nadawczymi zostały w następstwie rozesłane wszystkim członkom Z. P. I. L. W związku z tym Zarząd prosi wszystkich kolegów, którzy jeszcze nie wypełnili tego obowiązku solidarności inżynierskiej, o możliwie szybkie wpłacenie odpowiednich kwot na konto czekowe Naczelnej Organizacji Inżynierskiej R. P. Nr. 19.488 z zaznaczeniem, że jest to wpłata na fundusz specjalny.

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Uwagi o wzorach na prędkość lotu nurkowego wygłosił dnia 11 lutego 1938 roku inż. Zbigniew Leliwa Krzywobłocki.

Zagadnienie wyznaczenia dopuszczalnej prędkości nurkowania podzielił prelegent na 3 części. W pierwszej omówił lot nurkowy bez ograniczenia prędkości, dochodząc do wniosku, że wszystkie prędkości, charakteryzujące lot nurkowy samolotu, czy też szybowca, zależne są od pewnej liczby D ściśle związanej z danym samolotem, a równej ilorazowi obciążenia powierzchniowego przez współczynnik całkowitego oporu samolotu przy $c_y = 0$. W tych rozważaniach prelegent założył, że samolot z lotu poziomego na pełnym gazie przechodzi po paraboli o przyjętych współrzędnych w lot nurkowy przy stopniowym zwiększaniu się prędkości po torze skutkiem składowej przyśpieszenia ziemskiego i przy równoczesnym zamknięciu gazu w celu uzyskania pewnych jednolitych warunków porównawczych dla wszystkich samolotów.

W drugiej części rozważył prelegent lot nurkowy z ograniczoną prędkością nurkowania. Po przytoczeniu wzorów polskich i niemieckich na dopuszczalną prędkość nurkowania, prelegent wysunął projekt ograniczenia dopuszczalnej prędkości nurkowania również w zależności od liczby D. Mianowicie zależność v_n od D wyrażałaby się krzywą, której punkty przedstawiałyby pewien zmienny procent prędkości nieograniczonej przy ziemi. Dla każdej kategorii samolotu można otrzymać jedną taką krzywą. Zmienny procent jest wynikiem przyjęcia pewnego czasu nurkowania względnie pewnej wysokości nurkowania jako czynnika, ograniczającego dopuszczalną prędkość lotu nurkowego.

W trzeciej części wysunął prelegent projekt zastąpienia dopuszczalnej prędkości nurkowania dopuszczalnym ciśnieniem nurkowania w zależności od liczby D w analogiczny, jak poprzednio sposób. Wreszcie, opierając się na rozważaniach marszałka Hugh Dowding'a o konieczności ograniczenia największej dopuszczalnej prędkości nurkowania ze względu na załogę samolotu, zaznacza, że na wykresie $q_{dopuszczalne} = f(D)$ powinna być prosta, równoległa do osi D przedstawiająca największe dopuszczalne ciśnienie prędkości w locie nurkowym, które nie powinno być przekraczane nawet w klasycznym pionowym locie nurkowym. Konstruktor powinien dążyć do tego przy pomocy rozmaitego rodzaju urządzeń jak klapy, przerywacze itp.

Rozpoczynając dyskusję, inż. Stępniewski, udzielił kilku wyjaśnień w sprawie ograniczenia prędkości nurkowania dla szybowców, tudzież wyjaśnił, że myśl zastosowania czasu jako czynnika ograniczającego prędkość w locie nurkowym rzucił już przed kilku laty, gdy prelegent był pracownikiem I. T. S. i wspólnie z nim pracował nad zagadnieniem lotu nurkowego. Zmienny procent w ujęciu prelegenta jest właśnie wynikiem przyjęcia czasu lub pewnej wysokości jako czynnika ograniczającego prędkość w locie nurkowym. Dla szybowców kategoria odgrywa małą rolę, a ważne jest obciążenie powierzchniowe lub liczba D w ujęciu prelegenta. Dla szybowców przyjęcie pewnego stałego procentu prędkości „u_0“ jako prędkości dopuszczalnej, jak to się często robi, wydaje się nielogiczne. Natomiast logiczny jest następujący projekt: przyjmuje się konwencjonalny czas lotu nurkowego 7 — 10 sek. Uzyskaną po tym czasie prędkość przelicza się na ciśnienie prędkości. W ten sposób uzyskuje się zależność v_n od u_0 w ten sposób, jak to uczynił prelegent, atoli nie bezpośrednio dla kategorii tylko dla czasów, przyjętych w sposób konwencjonalny dla poszczególnych kategorii. Wreszcie mówca zaznaczył, że przejście po paraboli w ujęciu prelegenta może lepiej było zastąpić założeniem lotu przy stałym przyśpieszeniu, bądź też warunkiem, by przyśpieszenie nie przekraczało pewnej wielkości w czasie wchodzenia w lot nurkowy.

Inż. Challier wyraża zdanie, że projekt prelegenta jest b. oryginalny, jednakże uwzględnia za mało czynników, mających wpływ na wielkość prędkości nurkowania. Ponieważ lot nurkowy może się odbywać z gazem, należałoby uwzględnić wpływ maksymalnej prędkości poziomej. Sama liczba D jeszcze nie ujmuje wszystkich czynników. Dla konstruktora jest bezwzględnie ważniejsze ciśnienie prędkości, a nie sama prędkość. Największe ciśnienie prędkości panuje przy ziemi, więc słuszne jest dla tego przyjęcie przez prelegenta wielkości q_0. Jasne jest, że zmienny procent jest wynikiem przyjęcia projektu inż. Stępniewskiego pewnego czasu nurkowania. Opinia marszałka Hugh Dowding'a jest w zupełności słuszną, jednakże największa dopuszczalna prędkość nurkowania nie może być zbyt mała, by nie powstały drgania. Raczej należy celowo przyjmować do obliczeń duże prędkości, by uzyskać większą sztywność. Zgadza się z uwagami inż. Stępniewskiego co do przejścia z lotu poziomego w lot nurkowy. Raczej należało przyjąć przejście z $c_{y\,max}$. W końcu zaznacza, że lot nurkowy w chwili obecnej nie jest najgroźniejszym stanem lotu, lecz, że istnieje inny rodzaj lotu ślizgowego, znacznie niebezpieczniejszy: lot ślizgowy na gazie pod małym kątem do poziomu.

Prelegent zaznacza, że rozważał tylko lot bez gazu. Co do przejścia po paraboli, to chodziło tylko o zbadanie wpływu prędkości początkowej na v_{max}. Wpływ ten jest znikomo mały, do pominięcia. Każde inne zatem ujęcie dałoby ten sam wynik. Nie chodziło o samo przejście, tylko o wpływ jednej prędkości na drugą. Przeli-

czona prędkość v_n dla kilku szybowców i samolotów turystycznych według wzorów niemieckich była większa od v_{max}. Na tych przykładach widać jasno błędy, powstające na skutek dotychczasowych wzorów. Jeżeli lotnictwo pójdzie w kierunku zwiększania prędkości tylko przez powiększanie mocy silników, to dotychczasowe wzory będą dawały w wyniku za dużą prędkość v_n. gdyż nie wszystkie samoloty nurkują na gazie, a zresztą poza samolotami wojskowymi w locie nurkowym mogą się znaleźć samoloty wszystkich innych kategorii, dla których moc silników nie będzie grała w locie nurkowym żadnej roli.

Inż. Challier nadmienia jeszcze, że jednak należy uwzględnić prędkość poziomą ze względu na maszyny akrobacyjne, myśliwskie i do bombardowania z lotu nurkowego. Inż. Misztal zaznacza, że należy odróżniać szybowce, samoloty o słabszych silnikach i samoloty o silniejszych silnikach. Dla szybowców i maszyn słabosilnikowych prędkość pozioma w locie nurkowym nie odgrywa roli, natomiast dla maszyn o dużych mocach odgrywa ona dużą rolę i powinna być uwzględniana, zwłaszcza, gdy chodzi o nurkowanie z gazem. Zasadniczej różnicy pomiędzy wzorami polskimi a prelegenta nie widzi, gdyż i we wzór polski wchodzi prędkość w_n W locie nurkowym przy bombardowaniu czas odgrywa ważną rolę, gdyż chodzi o wycelowanie. Przy pewnej różnicy wysokości w locie nurkowym można osiągnąć już dostateczną prędkość początkową bomby. Zgadza się z koniecznością ograniczania prędkości lotu nurkowego przez stosowanie pewnych urządzeń pomocniczych. Uważa projekt prelegenta za niesłuszny, gdy chodzi o ten sam samolot z 2 silnikami o różnych mocach ze względu na pewien zapas w stosunku do prędkości poziomej. W konkluzji zaznacza, że projekt prelegenta nadaje się dla szybowców i samolotów ze słabszymi silnikami, natomiast dla maszyn wojskowych bardziej słuszny jest wzór polski.

Inż. Janik zaznacza, że dla konstruktora ważniejsze jest przyjęcie ciśnienia prędkości, a nie samej prędkości. Przy układaniu przepisów polskich kierowano się, podając prędkość dopuszczalną zamiast ciśnienia dopuszczalnego tym, że prędkość jest wielkością bardziej przemawiającą do przekonania, niż ciśnienie. Zwraca uwagę, że w broszurce „Wymagana wytrzymałość samolotu" zaznaczono, iż przy obliczaniu ciśnienia należy przyjmować gęstość powietrza przy ziemi.

Przejście w lot nurkowy po paraboli nie zawsze musi się odbywać w ten sposób, jak to założył prelegent t. zn. z wzrastającą prędkością. Czasami przy tego rodzaju przejściu prędkość najpierw maleje, a po tym dopiero rośnie. Nie widzi różnicy pomiędzy wzorami polskimi a projektem prelegenta, natomiast za konieczne uważa uwzględnienie we wzorach prelegenta prędkości poziomej ze względu na pewien „zapas" prędkości. Wyraża wątpliwość czy jest słuszne tak drobiazgowe ograniczanie v_n indywidualnie dla każdego samolotu, gdyż przepisy wytrzymałościowe i tak się opierają na pewnej teorii prawdopodobieństwa. Jeżeli chodzi o samoloty do bombardowania w locie nurkowym, to słuszne jest ograniczenie największej prędkości nurkowania, natomiast samolot myśliwski powinien mieć możność nurkowania z bardzo dużą prędkością.

Prelegent w odpowiedzi inż. inż. Misztalowi i Janikowi zaznacza, że obliczone prędkości v_n wg. przepisów polskich dla samolotów tej samej kategorii nie będą leżały na jednej regularnej krzywej, gdyż we wzór ten wchodzi stały współczynnik „k_1", zależny tylko od kategorii, a nie indywidualnie, od danego samolotu. Ewentualna krzywa będzie łamana. Gdyby ten współczynnik uzależnić od liczby D. to wzór polski byłby bez zastrzeżeń słuszny.

Inż. Misztal powtarza swoje zapytanie w sprawie 2 samolotów z silnikami o różnych mocach. Prelegent odpowiada, że w myśl jego projektu stosunek prędkości v_n po v_p normuje drugi wzór sprawdzający według przepisów polskich.

Inż. Zbrożek zaznacza, że według jego mniemania w wypadku silników dużej mocy słuszny będzie wzór polski, w wypadku silników małej mocy projekt prelegenta.

Inż. Challier nadmienia, że w projekcie prelegenta ważnym czynnikiem jest zmienność procentu w zależności od czasu względnie wysokości, i że projekt jest w zasadzie dobry, należy uwzględnić tylko wpływ mocy. Projekt prelegenta umożliwiłby wówczas szybkie wyznaczanie v_n z wykresu.

Inż. Janik zgadza się z prelegentem, że zależność v_n od D według przepisów polskich nie będzie przebiegała tak płynnie, jak według projektu prelegenta, atoli myśl jest ta sama.

Uwagi o organizacji zaopatrywania wytwórni samolotów w surowce i półfabrykaty kupne wygłosił dnia 18 lutego 1938 r. inż. Zygmunt Cyma.

Zagadnienie organizacji zaopatrzenia magazynów materiałowych wytwórni ma wielki wpływ na sprawność wytwórczą przemysłu. Racjonalna praca w wytwórni o pustych magazynach materiałowych nie jest do pomyślenia. Nie należy jednak wpadać w drugą ostateczność i gromadzić w magazynach nadmiaru materiału.

Ażeby racjonalnie zmniejszyć ilość potrzebnych zapasów, należy dążyć do zmniejszenia zróżniczkowania materiałów używanych do produkcji, co da możność łatwiejszego zgromadzenia odpowiedniego zapasu. Stąd wypływa konieczność poddania materiałów surowcowych i półfabrykatów normalizacji, która powinna objąć cały przemysł lotniczy. W tym celu powinna być stworzona odpowiednia komórka przy jakiejś instytucji centralnej, jak K. Z. L., lub Związek Polskich Przemysłowców Lotniczych. Dowodem tego, że normalizacja jest możliwa, może być badanie przeprowadzone w jednej z wytwórni, w której na 5000 używanych materiałów tylko 1000 do normalizacji się nie nadawało.

Ażeby wytwórnia mogła racjonalnie zaopatrzyć magazyn, potrzebne jest ustalenie wyjściowego stanu zapasów i sporządzenie wykazów potrzebnych materiałów wg. ich rodzaju, ilości i wymiarów. Potrzeby materiałowe można podzielić na dwie grupy. Do pierwszej grupy będą należeć materiały potrzebne do produkcji programowej, zaś do drugiej grupy materiały z tą programową produkcją bezpośrednio nie związane.

Przy ustalaniu wielkości zapasów potrzeba stosować system „koniecznego minimum", poddawanego okresowej rewizji. Ustalenie minimum zapasów materiałowych należy przeprowadzać na podstawie terminowego planu produkcji, przy czym terminy zamówień i dostaw należy możliwie dokładnie przewidzieć. Plan zaopatrzenia materiałowego powinno opracowywać biuro, stojące jaknajbliżej produkcji i nią kierujące, np. biuro ruchu.

Przy bliższej analizie okaże się, że zyski powstałe w produkcji z racji posiadania na składzie większych zapasów materiałów przewyższą koszt oprocentowania uwięzionego w materiale kapitału oraz koszt magazynowania (konserwacji).

Płk. Filipowicz uważa, iż normalizację materiałów powinien przeprowadzać przemysł a nie K.Z.L. Wojsko może normalizować w pewnym stopniu produkowany w kraju sprzęt lotniczy np. akcesoria silnikowe, gaźniki, nie zaś materiały. Poszczególne wytwórnie powinny specjalizować się w produkcji pewnego typu sprzętu lotniczego normalizując materiały w zakresie swej specjalności produkcyjnej.

W odpowiedzi prelegent zaznacza, że aczkolwiek normalizacja w obrębie jednej wytwórni może być pożyteczna i dla innych wytwórni, to jednak dana wytwórnia nie może swych norm narzucać innym wytwórniom. Z tego powodu obowiązujące normy powinna ustalać jednostka nadrzędna, wprowadzając jednocześnie właściwy kompromis.

Inż. Rosinkiewicz stwierdza, że aby uniknąć uganiania się za kawałkiem sklejki lub blachy, należy przystąpić do odpowiedniego zaopatrzenia magazynów, jednak przemysł nie ma na to pieniędzy. Należy więc zastanowić się nad sposobem należytego zaopatrzenia wytwórni w materiał bez konieczności posiadania przez nie większego kapitału na ten cel. Zagadnienie to mogłoby być rozwiązane przez stworzenie instytucji centralnej, która zorganizowałaby obsługę materiałową całego przemysłu lotniczego przy pomocy składu konsygnacyjnego, wyposażonego w dostateczny zapas surowców i materiałów lotniczych, nadających się do znormalizowania (co wyniesie 50 — 60% wszystkich używanych przez lotnictwo materiałów). Nasze huty nie zechcą takiego składu finansować. Jednak zagranicą jest to zrealizowane, dzięki czemu fabrykom wystarczają własne składy obliczone zaledwie na dwutygodniowe zapotrzebowanie. Dla zrealizowania pomysłu składu konsygnacyjnego potrzeba znaleźć jakąś formę kredytowo-gwarancyjną celem uzyskania od banków potrzebnych na

ten cel kapitałów. Banki takie kapitały posiadają, tylko wymagają odpowiedniego zabezpieczenia. Znalezienie pokrycia pewnych sum gwarancyjnych jest możliwe. Przede wszystkim będą to zyski powstałe z zakupu materiałów w pewnych korzystnych okresach (np. wytwórnia sklejki daje rabat do 30%, jeżeli zakupu dokona się w pewnych miesiącach). Zakupywanie zapasu służącego na dłuższy czas jest możliwe, o ile materiały zostaną znormalizowane. Poza tym poważne zyski ze swobodnego dysponowania zapasem materiału dałoby zmniejszenie dzięki temu kosztów handlowych. Rozważania te wskazują na większą celowość stworzenia przy pomocy banków składu konsygnacyjnego, niż żmudnego i trudnego w praktyce opracowywana przez biura fabrykacyjne poszczególnych wytwórni drobiazgowych i obliczonych na dalszą metę planów zaopatrzeniowych.

Inż. Polturak oświadcza, że zagadnienie zaopatrzenia przemysłu w surowce zostało w ostatnich czasach postawione na porządku dnia przez najwyższe czynniki w Państwie; szczęśliwie się też dzieje, że prelegent na tę inicjatywę zgóry, odpowiedział próbą rozwiązania od dołu, w zakresie potrzeb lotnictwa. Kwestia ustalenia wysokości zapasów materiałowych oraz decydowanie, co należy normalizować, powinna być rozstrzygana nie w przekroju jednej fabryki, ale dla całego przemysłu lotniczego. Łatwo wtedy będzie wycenić koszt tych operacji i z kolei przystąpić do uzyskania odpowiedniego kapitału.

Inż. Świderski dzieli sprawę zaopatrzenia przemysłu w materiał na dwa zagadnienia: normalizacji i skoncentrowania zapasów. Składy konsygnacyjne będą spełniać swoje przeznaczenie, o ile będzie z nich korzystał nie tylko przemysł państwowy, ale i prywatny, pracujący dla lotnictwa. Zaopatrzenie tych składów powinno być ustalone na podstawie list materiałowych opracowanych przez poszczególne wytwórnie, a następnie wspólnie uzgodnionych. Banki sfinansują składy konsygnacyjne, o ile otrzymają odpowiednią gwarancję. Kapitał gwarancyjny mogą stworzyć kwoty zgłoszone przez poszczególne wytwórnie, które wysokość tych kwot mogłyby skalkulować, sumując straty podrażające ich produkcję, a wynikłe z powodu braku swobody w dysponowaniu odpowiednim zapasem materiałów.

Inż. Kośląacz uważa, iż normalizacja materiałów przeprowadzana w poszczególnych wytwórniach nie rozwiąże sprawy. Obecnie Komisja Normalizacyjna przy Dowództwie Lotnictwa opracowuje normy stałe. Ożywienie jej działalności można byłoby osiągnąć przez wprowadzenie norm przejściowych, obejmujących większą ilość materiałów. Składy konsygnacyjne opłacą się, usuwając też straty wynikłe z niedotrzymania terminów dostaw, jednak składy te będą tylko wtedy mogły spełnić swe przeznaczenie, jeżeli będzie przeprowadzona odpowiednia kontrola jakości zgromadzonych w nich materiałów.

Płk. Filipowicz traktuje normalizację na szeroką skalę i składy konsygnacyjne jako sprawę dalszej przyszłości. Robotę trzeba zacząć od własnego podwórka poszczególnej wytwórni, która powinna przewidywać swoje potrzeby na pewien czas i sama występować z inicjatywą produkcji. Brak kapitałów na podniesienie kultury technicznej jest u nas oczywisty, o ile banki pójdą na finansowanie składów konsygnacyjnych, to niewątpliwie podrożą materiał. Zaczynając normalizację na terenie fabryki można uzyskać oszczędności i z tych oszczędności zbierać stopniowo kapitał potrzebny dla stworzenia składów konsygnacyjnych.

Zdaniem inż. Rosinkiewicza w Polsce istnieje dążność do robienia wszystkiego odrazu w sposób doskonały i na wielką skalę, zamiast stosowania wysiłku stopniowego. W tym wypadku też można zacząć od małego. Pewne zaczątki składów konsygnacyjnych już się pojawiły na terenie hut, doceniających potrzeby w tej dziedzinie, należy więc nadal urabiać opinię hut i skłaniać je do zakładania składów konsygnacyjnych.

Inż. Peter stwierdza, że część materiałów lotniczych jest już znormalizowana przez I. T. L. Normalizowanie i sprawa składu konsygnacyjnego materiałów zużywanych w dużych ilościach, jest łatwe do zrealizowania, najwięcej zaś jest kłopotu z materiałem zapotrzebowywanym w małych ilościach, i w tym leży istotna trudność rozwiązania problemu.

Płk. Filipowicz podkreśla, że jeżeli fabryka znormalizuje materiały używane do produkcji, zmniejsza ilość gatunków i będzie zapotrzebowywała stale tych samych materiałów, stanie się to dostateczną przyczyną robienia przez hutę odpowiedniego zapasu tych materiałów. Wielkie składy konsygnacyjne wymagają obsługi fachowej, nawet wybitnych specjalistów. Na rynku specjalistów tych nie ma, trzeba więc ich szkolić w racjonalnie prowadzonych magazynach wytwórni.

Prelegent nie sądzi, aby normalizacja w obrębie poszczególnych wytwórni usunęła wielkie i zbyteczne zróżniczkowanie materiałów; dokonać tego może tylko porozumienie na terenie całego przemysłu. Na dowód słuszności tego poglądu podaje przykłady ustalenia uprzywilejowanych wymiarów przy normalizacji kilku produktów hutniczych (pręty, blachy). Na przykładzie produkcji śrub, prelegent wykazuje, jak normalizacja produktu może wpłynąć na sposób jego wyrobu.

Inż. Wędrychowski sądzi, że największy kłopot mają wytwórnie z materiałami mało używanymi w produkcji. Korzystne byłoby, aby wytwórnie informowały się o tych materiałach okresowo a nie doraźnie, umawiając się, że zakupu takich materiałów podejmą się pewne wytwórnie i nawzajem będą się z nimi obsługiwać.

Inż. Pietraszek widzi możność rozwiązania zagadnienia racjonalnego zaopatrzenia materiałowego, gdyby takie bogate organizmy gospodarcze jak Wspólnota Interesów lub Huta Pokój nie urzędowały, a interesowały się potrzebami rynku i starały się ten rynek poznać. Produkcja lotnicza opiera się na budżecie wojskowym, ma więc charakter doraźny, co nie stwarza podstaw dla planowania jej i podniesienia kultury technicznej. Banki w akcję materiałową nie zaangażują się, gdyż u nas są one wybitnie, a nawet wyłącznie nastawione na operacje czysto handlowe a nie przemysłowe. Najistotniejszą przeszkodą w uporządkowaniu produkcji jest brak jasnego sprecyzowania zadań, do jakich spełnienia jest poszczególny zakład wytwórczy powołany. Gdyby placówka przemysłowa miała wytkniętą linię postępowania, to mogłaby racjonalnie zorganizować swoje zapotrzebowanie materiałowe; jeśli byłaby to placówka prywatna, potrafiłaby sama znaleźć kapitał na założenie potrzebnego składu, zaś przemysł państwowy mógłby w takich warunkach łatwo znaleźć źródło kredytowe w Skarbie Państwa. Ażeby łatwiej przeprowadzić normalizację wymiarów, trzeba poważnie ograniczyć wybujały indywidualizm konstruktorów przez opracowanie na odpowiednim szczeblu obowiązującego katalogu materiałowego. Normy katalogu powinny przestrzegać wytwórnie zarówno przy nowych konstrukcjach, jak i przy produkcji licencyjnej, przystosowując wymiary przeliczone do norm katalogowych. Zagadnienie normalizacji powinno być załatwione przez instytucję centralną wyłonioną przez przemysł. Jako przykład podrażania produktu, wskutek braku norm, można podać produkcję rurki miedzianej zapotrzebowanej przez lotnictwo w ilości 50 kg na rok. Produkt w tym zapotrzebowaniu indywidualnym kalkuluje się dwukrotnie drożej, aniżeli rynkowa cena tego rodzaju produktu znormalizowanego.

Ochrona narządu słuchu przed urazami dźwiękowymi w lotnictwie wygłosił dnia 25 lutego 1938 r. mjr. dr Stanisław Sikorski.

U ludzi narażonych na działanie hałasu, w zależności od długotrwałości działania i od natężenia hałasu, powstają urazy, których następstwem może być częściowe stępienie, a nawet całkowita utrata słuchu. Na urazy te narażony jest organ słuchu — ucho, którego budowa została szczegółowo przez prelegenta opisana. Ucho ludzkie jest zdolne słyszeć dźwięki o częstotliwości od 16 do 25000 drgań na sekundę. Dźwięki oddziaływują na organ słuchu nietylko bezpośrednio przez ucho, ale i za pośrednictwem układu kostnego, po przez nogi, kości czaszki i zęby. Hałas poza powodowaniem urazów słuchowych, wpływa ujemnie na system nerwowy i ogólny stan psychiczny. Stwierdzono, że z powodu hałasu zużycie energii może wzrosnąć o 48%.

Dotychczas w lotnictwie sprawę hałasu bagatelizowano, obecnie jednak wobec wprowadzenia do użytkowania sprzętu wysokiej klasy technicznej, którego obsługę znaczniejsze urazy słuchowe w wysokim stopniu utrudniają, zrozumienie szkodliwości hałasu jest coraz powszechniejsze. Stopniowo przystępuje się do walki ze szkodliwym wpływem hałasu przez stosowanie urządzeń ochronnych. W lotnictwie komunikacyjnym usiłowania

te dały już pozytywne rezultaty, szczególnie w stosunku do kabin pasażerskich. Gorzej przedstawia się sprawa ochrony przed hałasem obsługi samolotów wojskowych. Przenikanie hałasu przez kości czaszki daje się dosyć skutecznie tłumić przez odpowiednio sporządzony hełm lotniczy. Co do różnych tłumików i ochraniaczy, osłaniających ucho, należy stwierdzić, że nie są one należycie dostosowane do warunków pracy w powietrzu, co przeważnie powoduje całkowite zaniechanie ich stosowania. Tak więc tłumik włożony w ucho naraża je na szkodliwe oddziaływanie gwałtownych zmian ciśnienia. Od takiego tłumika lepsza jest zwykła wata higroskopijna, którą też personel powszechnie używa. Zatykanie ucha tłumikiem jest niepraktyczne ze względu na potrzebę kontrolowania pracy silnika słuchem oraz ze względu na wpływ, jaki wywiera doznanie słuchowe na orientację przestrzenną (szczególnie w nocy i u ludzi wychowanych na wsi). Przy obsłudze radia stosowanie tłumików jest niemożliwe, to też hełm lotniczy ze słuchawkami radiowymi powinien być zaopatrzony w odpowiednie izolatory.

Poza urazami słuchowymi dźwiękowymi, powstającymi przy tonach wyższych, przedostających się przeważnie przez ucho, nie mniej szkodliwe są urazy wibracyjne, przenikające przez układ kostny. Są one szczególnie częste przy obsłudze samolotów wojskowych, których konstruktorzy oszczędzają materiałów izolacyjnych, traktując je jako szkodliwy balast. Szersze stosowanie materiałów izolacyjnych szczególnie na siedzeniu i oparciu załogi, wyłożenie ścian oraz podłogi kabiny, nie traktowane jako zbędny w wojsku komfort, ale jako istotna potrzeba, w znacznym stopniu pozwoliłoby uniknąć urazów wibracyjnych.

Poza ochroną obsługi samolotów od szkodliwego oddziaływania hałasu, należy zająć się źródłami jego powstawania. W przybliżeniu udział poszczególnych źródeł hałasu można przyjąć następująco: 15% od pracy silnika, 35% od pracy śmigła, 50% od wydmuchu silnika. Z tego wynika, że w pierwszym rzędzie należy zająć się sprawą wydmuchu, stosując odpowiednie jego tłumienie.

Obsługa jest narażona na działanie hałasu nie tylko w locie, ale też i na hamowniach silnikowych. Skuteczną ochroną przed wibracjami może być elastyczne zawieszenie silnika, zaś przed hałasem — wykonywanie próby w przestrzeni otwartej.

Reasumując, należałoby wysunąć następujące wskazania w sprawie walki z hałasem:

1) ulepszenia w budowie samolotów (stosowanie izolacji);

2) złagodzenie skutków wydmuchu;

3) odpowiednie urządzenia hamowni.

Rozpoczynając dyskusję inż. Challier stwierdza, iż praca silnika a szczególnie śmigła w większym stopniu wpływa na powstawanie hałasu, aniżeli wydmuch. Przy pewnym układzie w stosunku do kadłuba śmigła poza drganiami własnymi mogą też powodować drgania wzbudzone kadłuba. Co do hamowni należy zaznaczyć, że tak zwane ciche hamownie są ciche dla otoczenia, a nie dla samej obsługi. Prosi prelegenta o wyjaśnienie czy drgania przewodzone przez kościec oddziaływują na narząd słuchu.

Przelegent wyjaśnia, że drgania oddziaływują na narząd słuchu po przez nerwy słuchowe.

Mjr. dr. Przegaliński zapytuje, jak są budowane hamownie w Polsce.

Inż. Dziewoński podaje plan budowy hamowni angielskich. Ściany wewnętrzne tych hamowni są wyłożone tekturą azbestową, albo szklaną wełną w siatkach metalowych. Ściany zewnętrzne są podwójne, izolacja — powietrzna. Łamane korytarze doprowadzające i odprowadzające powietrze do hamowni posiadają szereg przegród z materiałów tłumiących.

Inż. Dulęba uważa, iż uciszanie samolotów wojskowych jest bardzo trudne, bo otwory w ścianach izolujących niszczą skuteczność izolacji (uniknąć tych otworów w konstrukcji samolotów wojskowych nie udaje się w przeciwieństwie do maszyn cywilnych). Poza tym izolowane ściany nasycają się hałasem i po pewnym czasie hałas zaczyna przenikać przez nie do wnętrza.

Mjr. dr. Sawicz podkreśla, że badania, o których wspominał inż. Challier istotnie wykazały większy udział w wytwarzaniu hałasu śmigła (120 decybelów) aniżeli wydmuchu (100 decybelów).

Mjr. dr. Leoszko podaje, że przy wykonywanych w ITL próbach samolotów w locie okazało się, że urazy od wibracji są znacznie dokuczliwsze od urazów słuchowych. Pewne złagodzenie tych urazów daje izolacja grubych ubrań zimowych. Odczucie wpływu wibracji jest u obsługi bardzo indywidualne, i dla tego określenie na tej podstawie dopuszczalnego minimum jest bardzo trudne. Bardzo pożyteczne, o ile to jest technicznie możliwe, byłoby mierzenie wibracji przy pomocy automatycznych przyrządów, rejestrujących wibrację w czasie lotu.

Inż. Kontowtt wyjaśnia, że hamownie obecnie budowane są naogół typu kominowego. Chronią one od hałasu nie obsługę, a otoczenie hamowni przez skierowanie wibrującej masy powietrza ku górze. W Anglii w firmie Bristol stoiska hamowni są nieizolowane. W ITL silnik jest oddzielony od obsługi specjalną ścianką izolacyjną. Hamownia Gnôme Rhône'a jest zbudowana pod ziemią ze względu na hałas i na brak miejsca. Nowe hamownie Pratt Whitney'a są typu kominowego, tym się jednak różnią od dawnych, że w kominie odprowadzającym powietrze z hamowni są zawieszone płyty tłumiące hałas.

Inż. Challier stwierdza, że z przytoczonych przykładów widać, iż walka z hałasem w hamowniach jest dotychczas prowadzona raczej ze względu na otoczenie hamowni, trzebaby więc obecnie zająć się ochroną obsługi. Mierzenie częstostliwości i amplitudy drgań na samolocie można uskutecznić przy pomocy odpowiednio przystosowanego oscylografu. Mierzenie drgań jednak zagadnienia nie rozwiąże, o ile nie będziemy mieli miary wpływu drgań na organizm ludzki.

Miarę tę możnaby chyba osiągnąć, przeprowadzając odpowiednie próby laboratoryjne.

Płk. dr. Fiumel jest zdania, że zagadnienie walki z hałasem i z jego szkodliwym wpływem jest bardzo ważne i rozwiązanie jego wymaga ścisłej współpracy lekarzy i inżynierów lotniczych. Wzmożenie szkodliwego wpływu wibracji wystąpiło z chwilą wprowadzenia do użytkowania samolotów z kabinami krytymi. Objawy ogólnego zmęczenia, spowodowanego działaniem hałasu, występują powszechnie i są dokładnie znane. Dopuszczalną normą tego zmęczenia, nie powodującą nadmiernego wyniszczenia maszyny ludzkiej, muszą ustalić technicy i lekarze na drodze specjalnych badań. Warunki pracy przy obsłudze nowoczesnego sprzętu lotniczego są bardzo ciężkie, to też największa selekcja przy doborze kadr lotniczych nie pomaga i personel latający często zapada na zdrowiu. Nowe pokolenie, które obecnie wchodzi do pracy, jest fizycznie słabsze od poprzednich, i trzeba się z tym liczyć. Chociaż trudności w rozwiązaniu całokształtu zagadnienia są poważne i liczne, to jednak przy odpowiedno skoordynowanym wysiłku uda się je na pewno pokonać i dojść do pozytywnych wyników.

Dr. Macewicz zanacza, że zmniejszenie hałasu można uzyskać przez osłabienie natężenia jego źródła, np. zmniejszając ampiltudę drgań. Ponieważ doznania są proporcjonalne do ilości energii emitowanej przez źródło a oddziaływującej na organizm ludzki, należałoby dążyć do rozproszenia tej energii. Działanie wydmuchu możeby udałoby się osłabić przez ukształtowanie rur wydechowych w ten sposób, ażeby przy wypływie spalin powstawały wiry, któreby rozpraszały energię wydmuchu. Przez mniej racjonalne kształty pewnych części samolotu, dające opływ powietrza wirowy można byłoby prawdopodobnie osiągnąć duże rozproszenie energii stwarzającej hałas. Fale dźwiękowe możnaby też gasić przy pomocy interferencji przez zaprojektowanie rozmieszczenia załogi w odpowiedniej odległości od źródeł hałasu. Ucho samo posiada zdolność tłumienia zbyt silnych dźwięków, jednak zdolność ta jest ograniczona. Ochrona ta ulega zmęczeniu i wtedy uraz pogłębia się. Danie formułki w układzie C. G. S., służącej technikom do dokładnego określenia zmęczenia, nie będzie chyba możliwe, gdyż zjawisko psychicznego zmęczenia nie daje się bezpośrednio mierzyć. Lekarze nie dysponują obiektywnymi metodami pomiaru zmęczenia. Można byłoby chronić załogę przed hałasem, umieszczając ją w odpowiednio nieakustycznie zbudowanej komorze kabiny.

Płk. dr. Fiumel kwestionuje pogląd, że nie uda się mierzyć zmęczenia, gdyż postępując według omówionych zasad można będzie uzyskać pozytywne osiągnięcia w ustaleniu stopnia wpływu zmęczenia na organizm ludzki.

Inż. Richter podaje, że w P. L. L. „Lot" jest używany przyrząd, służący do mierzenia wibracji instrumentów pokładowych.

Inż. Challier wyjaśnia, że przyrząd używany w Locie nie jest odpowiedni do pomiaru wibracji działających na obsługę samolotu; do tego celu należy użyć oscylografu specjalnego typu. Co do rozpraszania energii źródeł hałasu przy pomocy wirów w strugach powietrza opływających samolot, zdaje się byłoby to mało skuteczne i niepraktyczne, jako wybitnie pogarszające osiągi samolotu. Ruch ciała o kształtach aerodynamicznych nie stwarza chyba większego hałasu od ruchu ciała o dużym oporze szkodliwym. Ustalenie odpowiednich odległości poszczególnych części samolotu ze względu na możność niszczenia hałasu przez interferencję, zdaje się niemożliwe ze względu na zmienność warunków lotu. Pewne opanowanie źródeł hałasu już osiągnięto, na przykład stosowanie śmigieł o stałych obrotach daje możność wyeliminowania przykrych przejść przy zmianach ilości obrotów. Drgania słyszalne dają nie tylko doznanie słuchowe ale i wibracyjne tak, że umieszczenie załogi w komorze nieakustycznej nie da ochrony przed wibracjami, gdyż cała komora będzie wibrowała i wibracje te będą odczuwane przez załogę.

Prelegent jest zdania, że urazy wibracyjne można osłabić przede wszystkim przez odpowiednią budowę siedzeń, oparć, podłóg i ścian kabiny, wykładając je izolatorami. Urządzenie hamowni w przestrzeni otwartej we Włoszech daje dobre rezultaty, może dałoby to zastosować się i u nas. Na zakończenie odczytu prelegent zademonstrował zebranym model ucha.

Stateczność kierunkowa lądującego samolotu wygłosił dnia 4 marca 1938 r. dr. Stefan Neumark. Streszczenie odczytu i dyskusji zostanie zamieszczone w następnym numerze.

Wiadomości Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych

Urząd Patentowy R. P. ogłosił następujące patenty, wydane na wynalazki w zakresie lotnictwa: w Nr 2 1938 r.

Nr 26117. I. G. Farbenindustrie Aktiengesellschaft (Franfurt n.M., Niemcy). Sposób utrwalania środków zapobiegających stukaniu paliwa w silniku, zawierającch czteroetylek ołowiu lub z niego otworzonych.

Nr 26100. Robert Bosch Aktiengeselschaft (Stuttgart, Niemcy). Urządzenie do wywoływania elektrycznych iskier zapłonowych podczas rozruchu silników spalinowych.

Nr 26103. Robert Bosch Aktiengesellschaft (Stuttgart, Niemcy). Sposób uruchomienia silników spalinowych za pomocą kilku nabojów, wytwarzających sprężone gazy, oraz urządzenie rozruchowe do wykonywania tego sposobu.

Nr 26101. Robert Bosch Aktiengeselschaft (Stuttgart, Niemcy). Sposób uruchomiania silników spalinowych i urządzenie rozruchowe do wykonywania tego sposobu.

Nr 26107. Robert Bosch Aktiengesellschaft (Stuttgart, Niemcy). Rozrusznik do silników spalinowych, zwłaszcza z wirującą masą zamachową.

Nr 86066. Follsain Syndicate Limited (Londyn, Wielka Brytania). Sposób wytwarzania powłoki ochronnej na żelazie lub stali.

Nr 26137. The Bristol Aeroplane Company Limited (Bristol, Wielka Brytania). Urządzenie do samoczynnego regulowania skoku śmigła.

Nowe wydawnictwa

OD REDAKCJI

Przed niedawnym czasem ukazało się na półkach księgarskich dzieło dr inż. T. Kluza p. t. „Komunikacja Lotnicza". Ze względu na aktualny temat i niską cenę znajdzie ono niewątpliwie znaczne rozpowszechnienie, do czego przyczyni się również umiejętna propaganda. Niestety, propaganda ta pozostawiła na uboczu nasze pismo, najbardziej powołane do fachowej oceny nowego dzieła, zapomniano bowiem o nadesłaniu nam egzemplarza recenzyjnego. Mimo to udzielamy łamów „Techniki Lotniczej" dla poniższej recenzji, nie cofającej się przed wytknięciem autorowi licznych usterek. Stanowisko recenzenta, być może zbyt jednostronne i nie biorące pod uwagę dodatnich stron pracy, stanowi zdaniem naszym niezbędne uzupełnienie wysiłków autora. Niezbędne dla tego, że nowe dzieło, powołane niewątpliwie do odegrania ważnej roli dla rozwoju naszej komunikacji lotniczej, nie powinno szerzyć nienależycie uzasadnionych poglądów, mogących zaszkodzić sprawie. Spodziewamy się również, że uwagi recenzenta ułatwią przygotowanie drugiego wydania, i życzymy autorowi, aby sprawa ta stała się w możliwie niedługim czasie aktualna.

KOMUNIKACJA LOTNICZA przez dr. inż. Tomasza Kluza z przedmową inż. J. Dybowskiego str. 398, formatu B. 5. Nakładem Ministerstwa Komunikacji 1937 r. Cena egzemplarza opr. 3.50 zł.

Książka pod powyższym tytułem ukazała się na rynku księgarskim w drugiej połowie stycznia b. r. Ze względu na swój rozmiar, powagę wydawnictwa i tytułu naukowego autora wymaga obszernego omówienia. Z przedmowy dowiadujemy się ciekawych szczegółów o wyczynach polskich pilotów w 1910 i 1913 roku w Rosji. „Kto pierwszy — pisze przedmówca — zbudował przed wojną światową największy płatowiec pasażerski (Ilia Muromiec)? Polak Sikorski". Twierdzenie to jest błędne. Finne w biografii Sikorskiego podaje[1]), że pochodził on z czysto rosyjskiej rodziny. Ojciec — lekarz był profesorem uniwersytetu kijowskiego, a dziadek — popem. Sam Igor, bezsprzecznie sławny konstruktor płatowców, żyje obecnie w St. Zjedn. Zawsze zaznacza swoje rosyjskie pochodzenie. Między innymi stwierdził to kpt. Orliński, rozmawiając z Sikorskim podczas pobytu w Ameryce.

Praca sama rozpada się na dwie części. W pierwszej jest mowa o rozwoju i obecnym stanie komunikacji lotniczej. Część druga obszerniejsza, bo liczy 243 stron, obejmuje przewidywania postępu wewnętrznej komunikacji lotniczej w Polsce. Obfity materiał statystyczny, opierający się w znacznej mierze na danych zebranych w wydawnictwach Instytutu dla komunikacji lotniczej przy politechnice stutgarteńskiej, podany został w I części w 28 tablicach uzupełnionych 9 mapami; nadto zamieszczono 36 rysunków. Z rozdziału drugiego tej części dowiadujemy się, jakie są zdaniem autora charakterystyczne cechy rozwoju technicznego samolotów komunikacyjnych. M. in. pisze autor: „Zalety dwupłata polegają na wielkiej zwrotności i wielkiej szybkości wznoszenia", gdy tymczasem podręcznik Misesa, na który powołuje się autor w źródłach, na str. 68 dostatecznie jasno przeczy istnieniu tej ostatniej zalety. „Ciężar właściwy powietrza — czytamy o stronę dalej — w normalnych warunkach (przy 9° C i przy 762 mm ciśnienia) wynosi = 1,225 kg/m³". Jak wiadomo, te normalne warunki w międzynarodowej atmosferze wzorcowej wynoszą: 15° C i 760 mm, i wtedy tylko jest taki ciężar właściwy powietrza. Rys. 6: rozkład ciśnienia na profilu i rys. 6 „wykresy biegunowe siły (!) aerodynamicznej profilów skrzydeł" są niedostatecznie opisane, i używana

[1]) K. Finne. Rosyjscy bohaterowie powietrza Sikorskiego; Belgrad 1930 r., str. 10.

jest, podobnie jak i we wzorach, niemiecka terminologia oznaczania współczynników, choć istnieje polska i jest używana conajmniej od 10 lat. Rys. 4 i 5 podający obraz opływu profilu skrzydła jest całkowicie błędny. „Kabinę pilotów — pisze autor — buduje się całkowicie oszkloną. Dla zwiększenia jednak pola widoczności pilota w czasie startu i lądowania, wykonywany jest w oszkleniu odpowiedni otwór, z którego pilot może korzystać w razie potrzeby przy pomocy odpowiedniego urządzenia, umożliwiającego przesunięcie siedzenia". Lepiej było ten drobny szczegół podać w dosłownym tłumaczeniu str. 40 zeszytu 8 wydawnictwa Instytutu Politechniki stutgarteńskiej, a nie dawać luźnego streszczenia, które w tym miejscu wypadło humorystycznie. Nieco dalej mówi autor, że chowanie podwozia przy górnopłacie wymaga poszerzenia kadłuba. Można zobaczyć nawet u nas wykonane samoloty starszego typu (P. Z. L. 27) i nowszego, gdzie się obyło bez tej konieczności. Chwaląc bezpieczeństwo lądowania „na brzuchu", powtarza autor za Zölnerem, że koszt uszkodzeń stąd wynikłych najczęściej nie przekracza 2500 zł. Niestety najczęściej przekracza sumę 10-krotnie większą, i taką stratę uważa się jeszcze za nieznaczną. To już wiemy z własnych doświadczeń.

W dziedzinie silników znajdujemy również kilka ujęć oryginalnych, aczkolwiek dalekich od rzeczywistego stanu rzeczy. Twierdzenie „ostatnio silniki o płynnym chłodzeniu zostały tak ulepszone, że prawdopodobnie niezadługo usuną silniki chłodzone powietrzem na drugi plan" jest conajmniej niedość uzasadnione. Mówiąc o chłodzeniu silników glikolem, autor podaje zalety tego systemu tymi słowy — „Przez zastosowanie gorącego chłodzenia dało się poważnie zmniejszyć wymiary chłodnicy; zmniejszenie to wynikło stąd, że przez zwiększenie różnicy między temperaturą płynu chłodzącego a temperaturą powietrza, zmniejszono ilość ciepła odprowadzoną z płynu przez to, że duża część odprowadzonego ciepła uchodzi przez ściany cylindrów na zewnątrz przez wypromieniowanie". W tym miejscu podał autor w zawiły sposób błędną przyczynę prostego zjawiska, wykazując nieznajomość tej prostej zasady, że w zakresie temperatur zewnętrznych ścianek cylindra, zwłaszcza przy chłodzeniu cieczą, wymiana ciepła drogą promieniowania jest bez znaczenia. Bo też pisząc o chłodzeniu glikolem t. zn. streszczając str. 42 wspomnianego powyżej zeszytu 8, autor opuścił słowo „Konvection", a pozostawił jedynie wymianę ciepła drogą promieniowania, co ma tylko teoretyczny wpływ. Nieprawdziwe również jest twierdzenie, podane na str. 36 — „Zasadniczą różnicą między oporami szkodliwymi a oporem czołowym skrzydeł nośnych jest to, że podczas gdy w pierwszym przypadku współczynniki oporu są stałe niezależne od prędkości, to w drugim przypadku współczynnik oporu czołowego zmienia się wraz z szybkością" i na str. 38, że grube profile skrzydła wskazały drogę do budowy samolotów o bardzo wielkich szybkościach. Znowu wystarczy się powołać na podręcznik Misea (wyd. z 1936 r.) str. 59. Dotyczące szybkich samolotów komunikacyjnych twierdzenie, że ich „maksymalna szybkość lądowania musi być ograniczona do najwyżej 100 km/godz" jest sprzeczne z rzeczywistością, zaś dolna granica ciężaru silnika nie jest 0,5 kg/KM, lecz w rekordowych silnikach dochodzi do 0,30 kg/KM. np. słynny Fiat A.S.6. Podawanie ciągu śmigła (str. 43) i siły pociągowej w KM, a pracy w km (str. 99) wprowadza autora w konflikt z jednostkami miary. Nr str. 45 podaje autor, że na kolejach udało się zwiększyć szybkości podróżne do 120 km/godz; przeczy temu tablica 7 na str. 58, gdzie czytamy już o szybkości podróżnej 132 km/godz. Należy dodać, że już uzyskano na kolei szybkość podróżną 135 km/godz na przestrzeni 820 km[1]), a największa szybkość, uzyskana przez maszynę elektryczną na drodze Berlin — Essen, wynosi 210 km/godz.

Podawanie statystyki bezpieczeństwa komunikacji lotniczej w okresach rocznych jest dla państw o rocznie stosunkowo małej ilości przelecianych km—niesprawiedliwe, gdyż przy jednym tylko wypadku bezpieczeństwo z nieskończenie dużego tz. 0 wypadków spada na małą ilość km dających 1 wypadek. Odstępy powinny być conajmniej 5 letnie. Twierdzenie (na str. 71), że można uważać niebezpieczeństwo obmarzania za usunięte na samolotach, zaopatrzonych w odmarzacze, jest nie tylko nieprawdziwe, lecz oddaje niedźwiedzią przysługę towarzystwom komunikacji lotniczej, gdyż tak uświadomiony czytelnik tłomaczyć będzie każdy wypadek wywołany oblodzeniem, winą odnośnego towarzystwa, które nie zaopatrzyło samolotu w ten „niezawodny" odmarzacz. Zamiast wspominać o dużej ilości czarnej kawy, jaką musi pilot wypijać w czasie lotów nad oceanem Spokojnym (str. 71), należało w tym rozdziale, zatytułowanym „Bezpieczeństwo ruchu lotniczego" choć w paru zdaniach podać podstawy radiogoniometrii i jej znaczenie dla bezpieczeństwa ruchu lotniczego. Omawiając na str. 78 wykres zaczerpnięty z zeszytu 10 (str. 39) wydawnictwa instytutu stutgarteńskiego, podaje autor, że samolot będzie najdogodniejszym środkiem komunikacyjnym dla odległości do 400 km, pozwalając na odbycie drogi miedzy 6 a 8 rano. Twórca tego wykresu prof. Pirath, którego autor uważa za znakomitego badacza (str. 114) dowodzi, opierając się między innymi na tym wykresie, że komunikacja lotnicza opłaca się na odległości powyżej 1000 km nad lądem a 700 km nad przelotem terenu ląd — morze. Wygłaszając sprzeczne twierdzenie, powinien autor uprzednio obalić dowód Piratha. O komunikacji nocnej w St. Zjedn. pisze autor, że przeloty nocą są szczególnie ulubione jako spokojniejsze i przyjemniejsze. Nie podaje przyczyny tego zjawiska, choć i to można znaleźć u Piratha (zeszyt 10, str. 53) a co ważniejsze pomija kwestię znacznego stopnia oświetlenia linii amerykańskich (78% całej długości, a w Europie 27%) i kosztów linii nocnych, również podanych w wspomnianym zeszycie 10.

Podając za Pirathem tablicę zawodów pasażerów lotniczych, należało również zaznaczyć, dla czego urzędnicy, stanowiący 30% pasażerów komunikacji kontynentalnej, stanowią tylko 8% w komunikacji transkontynentalnej. Mówiąc o subwencjach udzielanych liniom lotniczym, nie podaje autor stosowanych metod, których użycie ma poważny wpływ na rozwój i rentowność linii. Wystarczyło przytoczyć opinie Piratha, Hamanna[2]), Pahla[3]), tym bardziej, że kwestia ta może być w naszych warunkach bardzo aktualna. Z tablicy 22 nie wynika, jak twierdzi autor, coroczny spadek subwencji we Francji, gdyż od r. 1927 — 1933, wzrosły one a nie spadły. Podaje autor na str. 107, że wpływy z frachtów maleją. Pirath zaś na podstawie zestawienia podanego w tabl. 39 w 9 nr. swego zeszytu stwierdza spadek udziału wpływów z komunikacji osobowej na korzyść wzrostu udziału w wpływach poczty i frachtu. Pisze autor, że największe towarzystwa amerykańskie wykazały za pierwszych dziewięć miesięcy 1936 r. pewien dochód, tymczasem Inter Avia z 11.I. br. podaje że choć r. 1937 wykazał wzrost pasażerów o 15%, a frachtu o 25% to zakończył się deficytem 3 miliony dolarów, a w nr. z 5.II. br. czytamy, że obecnie wynosi koszt przelecianej mili 0,557 dolarów a dochód 0,543 dolary. Dobre więc wyniki eksploatacyjne linii amerykańskich, na które powołuje się autor należą już do historii, ba, nawet rozpowszechnia się pogląd, że przedsiębiorstwa linii komunikacyjnych (nie wytwórnie samolotów) są spekulatywnego charakteru. Należało dla orientacji czytelnika podać cenę choć jednego nowoczesnego samolotu komunikacyjnego i zwrócić uwagę na wzrost kosztu 1 tony użytecznej, wywołany coraz to wyższymi cenami nowych typów.

Pisząc o światowych trasach lotniczych i komunikacji nad oceanami, za mało autor zwraca uwagi na cele polityczne niektórych linii lotniczych, co ma miejsce szczególnie u mocarstw kolonialnych. Jak ciekawe czasem fazy przybiera ta walka, niech świadczy zdanie, które się zapewne wyrwało Hamannowi w jego rozprawie doktorskiej, gdy pisze o brazylijskich liniach: „Obwohl die hier beschäftigten deutschen Piloten die brasilinische Staatsangehörikeit erworben haben (władze państwowe oświadczyły, że zatwierdzą tylko rodzime t. j. brazylijskie towarzystwo komunikacji lotniczej) so wird doch hierdurch dem materiell deutschen Charakter des Condorsyndikats durchaus kein Abruch getan". Neguje autor wartość trasy lotniczej nad Grenlandią i pomija milczeniem loty podbiegunowe i ich znaczenie dla komunikacji lotniczej. Tym samym pozostają dla czytelnika niezrozumiałe wysiłki Sowietów (o komunikacji lotniczej tego państwa autor nic nie mówi) i Kanady nad

[1]) Przegląd Mechaniczny 1935 r., str. 246.

[2]) K. Hamann: Deutschland im Weltluftverkehr. Dysertacja doktorska na uniwersytecie berlińskim, 1936.

[3]) Dr. W. Pahl: Die Luftwege der Erde. Hamburg 1936.

poznaniem warunków podbiegunowych. Jak np. Niemcy doceniają wartość, dokonanego lotu: Moskwa — San Francisco, mimo że ten wyczyn jest dziełem bolszewickich pilotów, niech świadczy pogląd wyrażony przez Colina Rossa (w czołowym artykule miesięcznika: Zeitschrift für Geopolitik[1]) „Und wie seiner Zeit die Fahrt des Kolumbus, die doch bereits auf der Vorstellung beruhte, dass man die Erde umfahren kann, den Übergang vom flächigen zum cylindrischen Denken bedingte, so heute der Flug Sowjetflugzeuges den Übergang vom zylindrischen zum sphärischen". Wielkie znaczenie podbiegunowej komunikacji lotniczej, podkreśla również Pahl. Mapa, którą podaje autor na str. 112, nie odzwierciadla dotychczasowego rozwoju światowych połączeń lotniczych, nie podaje np. ani jednej linii lotniczej w St. Zjednoczonych z wschodu na zachód i żadnej linii w Środkowej Azji. Mapa ta jest sprzeczna z podaną na str. 163 z 1930 (tę ostatnią należało zastąpić mapą z 1932 podaną w 9-tym zeszycie Piratha). Wydaje się, że byłoby pożyteczne stwierdzenie, jak w komunikacji lotniczej przedstawia się liczbowo prawo sformułowane przez E. Lilla i głoszące, że z przyrostem długości drogi przewozu spada liczba podróży.

W części II swej pracy podaje autor na rys. 54 sieć komunikacji lotniczej nocnej w Europie, zaprojektowaną przez Piratha, podając (str. 168), iż z rys. 54 wynika, że Warszawa „zajmuje w Europie jedno z pierwszorzędnych miejsc, stojąc jako węzłowy punkt nocnej sieci lotniczej w jednym szeregu z Berlinem, Paryżem, Londynem i Zurychem". Opinię tę należy napiętnować jako fałsz. Pirath tę sieć projektował dla drugorzędnej komunikacji: pocztowej i frachtowej, zaś z sieci pierwszorzędnej dla komunikacji nocnej t. j. osobowej, mającej połączenie transkontynentalne, jest Polska wyłączona, mimo że biorą w niej udział miasta o wzajemnej odległości mniejszej, niż norma Piratha (1000 km) a są to Berlin — Praga: Wiedeń — Budapeszt — Belgrad (por. rys. 23 i 24 zeszytu 10 stutgarteńskiego intytutu; autor podał pierwszy z nich, pomijając rys. 24, przedstawiający sieć pierwszorzędną). W tym miejscu należy stwierdzić, że prof. Pirath, którego wydawnictwa cieszą się dużą powagą, jest względem nas nieprzyjaźnie usposobiony. Dowodem na to jest prócz faktu powyższego pominięcie nas zupełnie w lotnictwie sportowym (zeszyt 7) oraz wyliczenie w zeszycie 11 (str. 26), że z wszystkich portów lotniczych Europy Warszawa ma największą ilość dni w roku, kiedy chmury są poniżej 100 m a widoczność poniżej 1 km (Warszawa: 49 dni, Londyn: 41, Kraków 39, Amsterdam: 31 i... Berlin: 17). Pierwsza poważna publikacja nasza o komunikacji lotniczej powinna sprostować „niedopatrzenia" prof. Piratha i sprawdzić w ostatnim wypadku jego statystykę.

W dalszym ciągu autor na 117 stronach zestawia 50 okręgów, na które podzielił nasz kraj — „okręgi ciążenia krajowej komunikacji lotniczej". W tych zestawieniach podaje dla każdego okręgu ilość ludności, jej przyrost, zatrudnienie, ilość przesyłek kolejowych, pocztowych, zakładów przemysłowych, uzdrowisk i letnisk. Na dalszych 28 stronach podaje zestawienie towarów wartościowych w naszym eksporcie i imporcie. Ostatecznie dochodzi do następujących wniosków.

1) górna granica przewidywań ilości pasażerów lotniczych wyniesie 1% przewozów kolejowych t. j. 1,7 miliona, a granica dolna 0,1% t. j. 0,17 miliona osób.

[1]) Colin Ross: Das Weltbild als weltpolitische Voraussetzung, Zeitschrift für Geopolitik, Nr. 2, 1938.

2) komunikację lotniczą mogą w przyszłości utrzymywać miasta lub okręgi oddalone od siebie co najmniej o 100 km (dla tego przewiduje w przyszłej krajowej komunikacji lotniczej połączenia na trasach Warszawa — Pułtusk, Poznań — Kościan, Kraków — Chrzanów, Lwów — Drohobycz i t. d.) W stosunku do wniosków tych nasuwają się następujące uwagi:

ad. 1) pomijając fakt że w 1935 P.L.L. „Lot" przewiozły 22 tys. pasażerów a Niemcy 175 tys., należy stwierdzić, że ilość wszystkich pasażerów naszych pociągów pośpiesznych wynosiła[2]) w 1936 tylko o 44 tys. ponad górną granicę autora.

ad. 2) średnia droga, jaką przebywa nasz pasażer pociągów pośpiesznych wynosi ok. 200 km, zaś średnia droga pasażera lotniczego w Niemczech, mających sieć lotniczą najgęstszą na świecie, prawie 10 razy gęściejszą od naszej, wynosi w 1933 r.—311 km, wykazując stałą tendencję zwyżkową (Pirath, zeszyt 9, str. 44). Mając jeszcze na uwadze, że koszt własny kolei jest u nas 25 razy mniejszy, aniżeli komunikacji lotniczej co sam autor stwierdza (str. 100), dojść musimy do wniosku, że takie przewidywania nie mają, w naszych obecnych warunkach, realnych podstaw. Dziwne się wydaje, że autor, proponując tak krótką odległość, nie podejmuje polemiki ze zdaniem Piratha, iż odległości do 500 km dają najlepsze założenie („die beste Voraussetzung") komunikacji lądowej (zeszyt 8, str. 19).

Niektóre wyrażenia używane przez autora są obce naszej terminologii lotniczej jak np. „rewizja silnika" (str. 107) lub „rewidowanie samolotu" (str. 134 — użyte w znaczeniu: „przegląd okresowy), lot pikowy (str. 140).

Przy tablicach 3, 4, 11, 12, 15, 16, 17, 22 i rys. 10, 18, 19, 23, 24 i 36 zapomniał autor zaznaczyć, że są wzięte z Wydawnictw Instytutu Stuttgarteńskiego. Błędy drukarskie spotykamy na str. 7 w wierszu 17 od dołu, gdzie zamiast „towarzystwa lotnicze" powinno być „towarzystwa kolejowe", na str. 59 w przypisku zamiast 1934 powinno być 1935, na str. 90 Rys. 28 źle oznaczono położenie miasta Chicago, na str. 97 w tabl. 19 zamiast „i radioodbiorniki" powinno być „i części radioodbiorników". Nazwy geograf. jak np. Birmania, Beyruth, Shanghaj, Peking, Singapoor (str. 120 i 121) powinny brzmieć: Birma, Bejrut, Szanghaj, Peipin, Singapore (E. Romer, Polityczny atlas kieszonkowy 1937). Na str. 130 na rys. 35 nie podano z jakiego roku jest stan mapy, na str. 165 rys. 53 jest opisany po francusku. Rysunki 34, 37, i 38 rażą swoim wykonaniem; należało wykonać klisze według oryginalnych fotografii, możliwych do uzyskania za drobnymi opłatami. Sa rysunki np. 39 i 40 opisane równocześnie pismem kaligraficznym i technicznym.

Układ graficzny książki projektowany przez mgr. T. Flacha mnogością czarnych linii i wielkością tytułów rozdziałów stwarza żałobne wrażenie.

inż. mgr. A. Jaworski

[2]) Mały Rocznik Statystyczny 1937, str. 1179.

SPIS RZECZY:

4741 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka. Warszawa. Ordynacka 3. tel. 644-59.